



TUGAS AKHIR - TM 141585

***PERENCANAAN SISTEM KENDALI STABILISASI
OCTOCOPTER UAV (UNMANNED AERIAL
VEHICLE)***

RIZKYANSYAH ALIF HIDAYATULLAH
NRP 2113105026

Dosen Pembimbing :
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., PhD
Ir Bambang Pramujati., M.Sc.Eng., PhD

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



FINAL PROJECT - TM 141585

**STABILITY CONTROL SYSTEM FOR
OCTOCOPTER UAV (UNAMNNED AERIAL
VEHICLE)**

RIZKYANSYAH ALIF HIDAYATULLAH
NRP 2113105026

Supervisor :
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., PhD
Ir Bambang Pramujati., M.Sc.Eng., PhD

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTEMENT
Faculty Of Industrial Technology
SepuluhNopember Institute Of Technology
Surabaya 2016

**PERENCANAAN SISTEM KENDALI STABILISASI
OCTOCOPTER UAV
(UNMANNED AERIAL VEHICLE)**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Otomasi Industri
Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

Rizkyansyah Alif Hidayatullah
Nrp. 2113 105 0026

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D
NIP. 197511202002121002(Pembimbing I)
2. Ir. Bambang Pramujati, MSc.Eng., Ph.D
NIP. 196912031994031001(Pembimbing II)
3. Dr.Eng Unggul Wasiwitono, ST., M.Eng.Sc.(Penguji I)
4. Arif Wahjudi, ST., MT., Ph.D
NIP. 197303222001121001(Penguji II)



SURABAYA
Januari , 2016

PERENCANAAN SISTEM KENDALI STABILISASI OCTOCOPTER UAV (*UNMANNED AERIAL VEHICLE*)

Nama Mahasiswa : Rizkyansyah Alif Hidayatullah
NRP : 2113105026
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing : Hendro Nurhadi Dipl.-Ing, Ph.D
Ir. Bambang Pramujati, M.Eng., Ph.D

Abstrak

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan wahan terbang tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh. Penggunaan UAV dewasa ini mengalami perkembangan baik di bidang sipil, militer, maupun antisipasi dan mitigasi bencana. Pada bidang antisipasi dan mitigasi UAV berguna sebagai alat mapping area bencana dan penyisiran wilayah bencana. UAV yang banyak digunakan adalah tipe rotary wing / copter. UAV dengan tipe rotary wing terbagi menjadi beberapa jenis yaitu Tricopter, Quadcopter, Hexacopter, dan Octocopter. Octocopter memiliki kemampuan mengangkat beban yang lebih besar dibandingkan quadcopter dan hexacopter karena memiliki baling-baling yang lebih banyak.

Dalam penelitian ini akan dikembangkan desain dan implementasi dari Octocopter. Perancangan model menggunakan software SOLIDWORK dengan batasan dimensi maksimum 700x700x500 mm dan massa $\leq 1,75$ kg. Kemudian analisis struktur menggunakan metode elemen hingga dengan kriteria kegagalan von-mises, faktor keamanan 1,5 terhadap yield strength bahan. Dan simulasi kendali kestabilan (roll-pitch-yaw) dan ketinggian tetap dengan bantuan software MATLAB. Simulasi ini menggunakan kendali Proportional-Integral-Derivative (PID). Dalam proses rancang bangun akan menggunakan desain dari SOLIDWORK dan analisis yang

telah dilakukan selama simulasi. Untuk rangkaian elektronik, inertial measurement unit (IMU), sensor barometer, GPS dan komunikasi data menggunakan sistem Ardupilot Mega.

Octocopter yang diproduksi memiliki dimensi 700x700x250 mm, bermassa 1750 gram dan telah memiliki instrumen kamera. Dalam pengujian lapangan, Octocopter telah mampu terbang dengan dua mode, yakni mode stabilize dan altitude hold. Sedangkan dalam simulasi kestabilan dengan software numerik, didapatkan respon sesuai dengan keinginan. Yakni settling time sistem roll 2,912 detik, pitch 2,2 detik, yaw 3,017 detik dan sistem untuk ketinggian tetap 0,1533 detik. Pada analisis struktur, memberikan hasil bahwa akrilik dan aluminium 6061-T6 telah memenuhi persyaratan bahan dengan faktor keamanan 14,23 (aluminium) dan 1,67 (akrilik).

Kata Kunci : Octocopter; UAV; Solidwork; Controller; MATLAB; P&ID; Stabil

STABILITY CONTROL SYSTEM FOR OCTOCOPTER UAV (UNMANNED AERIAL VEHICLE)

Name : Rizkyansyah Alif Hidayatullah
NRP : 2113105026
Major : Mechanical Engineering
Supervisor : Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.
Ir. Bambang Pramujati, M.Eng., Ph.D.

Abstract

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is subordinate to fly without a crew that can be controlled remotely. The use of UAVs today experiencing good developments in the fields of civil, military, and anticipation and mitigation. In the field of anticipation and mitigation UAV useful as a means of mapping the disaster area and sweeping the region. UAV is the widely used type of rotary wing / copter. The type of rotary wing UAV is divided into several types, namely Tricopter, Quadcopter, Hexacopter, and Octocopter. Octocopter have greater payload than quadcopter and hexacopter because it has more propeller than the others. This research will be developed in the design and implementation of Octocopter.

The design of the model using software solidwork to limit the maximum dimensions 700x700x500 mm and a mass of ≤ 1.75 kg. Then the structural analysis using the finite element method with failure criteria von-mises, a safety factor of 1.5 against the yield strength of the material. And simulation of the stability control (pitch-roll-yaw), and a fixed height with the aid of MATLAB software. This simulation uses the control Proportional-Integral-Derivative (PID). In the engineering process will use a design from solidwork and analyzes that have

been conducted during the simulation. For electronic circuits, inertial measurement unit (IMU), barometer sensors, GPS and data communication using the Mega Ardupilot system.

Octocopter produced has dimensions of 700x700x250 mm, mass of 1750 grams and has had a camera instrument. In field tests, Octocopter have been able to fly with two modes, namely Stabilize and altitude hold mode. While the numerical simulation of the stability of the software, the response obtained in accordance with the wishes. Namely roll system settling time 2.912 seconds, 2.2 second pitch, yaw 3.017 seconds and systems for fixed height 0.1533 seconds. In the analysis of the structure, gives the result that the acrylic and aluminum 6061-T6 has met the requirements of materials with the safety factor of 14.23 (aluminum) and 1.67 (acrylic).

Keywords: Octocopter; UAV; Solidwork; Controller; MATLAB; P & ID; Stable

KATA PENGANTAR

Puji syukur dihaturkan kehadirat Allah Subhanallahu Wa Ta'ala, hanya karena tuntunan-Nya penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini. Tugas Akhir ini disusun untuk memenuhi persyaratan kelulusan pendidikan Sarjana S-1 di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Penyusunan Tugas Akhir ini dapat terlaksana dengan baik atas bantuan dan kerjasama dari berbagai pihak. Pada kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:.

1. Bapak Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., PhD dan Ir. Bambang Pramujati, MSc.Eng., PhD yang selalu memberikan bimbingan dan arahan dalam penulisan Tugas Akhir ini.
2. Bapak, Ibu, kakak dan seluruh keluarga yang tidak ada hentinya mendoakan dan memberisemangat selama ini.
3. Dr. Unggul Wasiwitono, ST., M.Eng.Sc., Arif Wahjudi ST, MT., PhD., selaku dosen penguji yang telah memberikan saran dan kritik kepada penulis tentang Tugas Akhir ini
4. Prof.Dr.Eng.Prabowo, M.Eng selaku dosen wali penulis, yang sudah membantu penulis dalam masa perkuliahan.
5. Segenap dosen dan staff karyawan Jurusan Teknik Mesin FTI ITS, yang telah memberikan ilmunya.
6. Partner Nasyiatul Aisyiyah, terima kasih selalu memberikan dukungan dan menemani penulis selama ini.
7. Teman teman D3 Teknik Mesin Robin, Sidik, Faris, Zainul, Luthfi, Ilham, terima kasih atas dukungannya selama tugas akhir ini
8. Teman-teman seperjuangan “ST.MBP”, yang selalu memberi semangat dan menghibur penulis dalam proses mengerjakan Tugas Akhir ini.
9. Teman teman angkatan LJ 2013 Ganjil, terimakasih atas dukungannya dan semangatnya.

Dengan segala keterbatasan kemampuan serta pengetahuan penulis, tidak menutup kemungkinan Tugas Akhir ini jauh dari sempurna. Oleh karena itu, penulis bersedia menerima kritik dan saran dari berbagai pihak untuk penyempurnaan lebih lanjut.

Semoga hasil penulisan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi semua pihak.

Surabaya, Januari 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	ii
ABSTRAK	iii
KATA PENGANTAR	vii
DAFTAR ISI	ix
DAFTAR SIMBOL	xvi
DAFTAR TABEL	xvii
DAFTAR GAMBAR	xviii
BAB 1 PENDAHULUAN 1	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	2
1.3 Tujuan Tugas Akhir	3
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Manfaat Tugas Akhir	4
1.6 Sistematika Laporan	4
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA & DASAR TEORI 3	7
2.1 Penelitian Terdahulu	7
2.2 Dasar Teori	8
2.2.1 Analisis Struktur dan Metode Elemen Hingga	8
2.2.1.1 Material	9
2.2.1.2 Kriteria Kegagalan Von Misses	10

2.2.1.3 Faktor Keamanan Pada Struktur Pesawat	11
2.2.2 Kalkulasi Penentuan Baling-Baling	11
2.2.3 <i>Ground Test</i> Single Propulsi	13
2.2.4 Pengendalian Otomatis	14
2.2.5 Keterkontrolan dan Keteramatan	18
2.2.5.1 Keterkontrolan	18
2.2.5.2 Keteramatan	19
2.3 Kendali PID (<i>Proportional-Integral-Derivative</i>)	19
2.3.1 <i>Gain Tuning Method</i>	21
2.3.1.1 <i>Trial and error</i>	21
2.3.1.2 Metode Zieger Nichols	21
2.3.1.3 <i>Autotunning</i>	23
2.4 Analisis Kestabilan	24
2.4.1 <i>Kriteria Kestabilan Routh-Hurwitz</i>	25
2.5 Konfigurasi dan Desain Octocopter	26
2.5.1 Pergerakan Utama Pada Octocopter	26
2.5.2 Konfigurasi Octocopter	28
2.6 Gaya yang Bekerja Pada Octocopter	28
2.6.1 Gaya Aerodinamik	28
2.6.2 Inersia	28
2.6.3 Efek Gravitasi	29
2.6.4 Efek Giroskopik	29

2.7 Pemodelan Octocopter	29
2.7.1 Kinematika Octocopter	32
2.7.2 Transformasi Kecepatan Anguler	34
2.7.3 Percepatan Linier Octocopter	35
2.7.4 Percepatan Anguler Octocopter	36
2.7.5 Momen Torsi dan Gaya Angkat Octocopter	38

BAB 3 METODOLOGI **41**

3.1 Metodologi Tugas Akhir	41
3.2 Diagram Alir Tugas Akhir	43
3.3 Diagram Alir Desain 3D Octoapter	46
3.4 Metodologi Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap	47
3.5 Diagram Alir Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap	48
3.6 Komponen Octocopter	49
3.6.1 ModulArdupilot Mega (APM) dan Telemetry Xbee	49
3.6.2 Proppeler / Baling-baling	50
3.6.3 Motor DC Brushless	52
3.6.4 Electronic Speed Control (ESC)	52
3.6.5 Kendali Jarak Jauh (Radio Control)	53
3.7 Sensor	53

3.7.1 Inertial Measurement Unit	53
3.7.2 Kompas Digital (Magnetometer)	55
3.7.3 Global Positioning System (GPS)	56
3.8 Pengkabelan Ardupilot Mega 2.5	57
3.9 Diagram Hubungan Antar Komponen Octocopter	60
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN	61
4.1 Perancangan UAC Octocopter	61
4.2 Material Penyusun Kerangka dan Komponen Elektronik Octocopter	62
4.2.1 Material Penyusun Octocopter	62
4.2.2 Komponen Elektronik Octocopter	63
4.2.3 Hasil Analisis Perhitungan Gaya-Gaya yang Bekerja pada Octocopter	64
4.2.4 Pemilihan BLDC Motor dan Propeller	65
4.3 Hasil Permodelan Octocopter dengan Software Solid Work	66
4.4 Simulasi Struktur Kerangka Octocopter Menggunakan Metode Elemen Hingga	68
4.4.1 Analisis Struktur pada Lengan Octocopter	69
4.4.2 Analisis Struktur pada Plat Tengah Octocopter	73
4.5 Pembuatan Octocopter	76
4.5.1 Pembuatan Rangka Octocopter	77

4.5.2 Rangkaian Elektronik	78
4.5.3 Pengaturan Perangkat Lunak	80
4.6 Analisis Transien Respon Octocopter	82
4.6.1 Data Pendukung	83
4.6.2 Sistem Penggerak Brushless DC Motor (BLDC)	84
4.6.3 Sistem Kendali Gerak Octocopter	85
4.6.3.1 Sistem Kendali Hovering	88
4.6.3.2 Sistem Kendali Roll	90
4.6.3.3 Sistem Kendali Pitch	93
4.6.3.4 Sistem Kendali Yaw	97
4.6.4 Analisis Kestabilan	99
4.6.4.1 Hover	100
4.6.4.2 Roll	100
4.6.4.3 Pitch	101
4.6.4.4 Yaw	102
4.6.5 Hasil Pembuatan Octocopter	103
4.6.5.1 Bentuk Octocopter	103
4.6.5.2 Dokumentasi Uji Terbang	105
4.6.5.3 Peforma Kamera	107
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN	108
5.1 Kesimpulan	108
5.2 Saran	109

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1	Tarot T18 Octocopter	1
Gambar 2.1	Analisis deformasi (a) dan tegangan ekivalen (b) <i>base plate</i> quadrotor	10
Gambar 2.2	Analisis deformasi (a) dan tegangan ekivalen (b) lengan quadrotor	10
Gambar 2.3	Rangkaian <i>Ground test</i> propulsi tunggal ..	14
Gambar 2.4	Grafik <i>Step Response</i>	15
Gambar 2.5	Fungsi Transfer	17
Gambar 2.6	Blok Diagram sederhana sistem.....	18
Gambar 2.7	Blok Diagram Kendali PID.....	20
Gambar 2.8	Respon dari <i>plant</i> (atas), Kurva respon berbentuk S (bawah).....	22
Gambar 2.9	Hovering Octocopter.....	26
Gambar 2.10	Rolling Octocopter.....	27
Gambar 2.11	Pitching Octocopter	27
Gambar 2.12	Yawing Octocopter	28
Gambar 2.13	Konfigurasi <i>Octocopter</i> : (a) bentuk plus (+), (b) bentuk silang (x)	29
Gambar 2.14	Gaya <i>precession</i> pada giroskop	30

Gambar 2.15 Octocopter dengan Referensi <i>B-Frame</i> dan <i>G-Frame</i>	32
Gambar 2.16 Hubungan sistem koordinat Global <i>G-Frame</i> dan koordinat lokal <i>B-Frame</i>	33
Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian Secara Umum ...	45
Gambar 3.2 Diagram Alir Desain 3D <i>Octocopter</i>	47
Gambar 3.3. Diagram alir Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap	49
Gambar 3.4 Ardupilot Mega 2.5	50
Gambar 3.5 Telemetri 2 arah Xbee	50
Gambar 3.6 Baling-baling DJI CW dan CCW	51
Gambar 3.7 Motor elektrik DC <i>DJI</i>	52
Gambar 3.8 <i>ESC</i> DJI E300 30A	53
Gambar 3.9 Radio Control Futaba	53
Gambar 3.10 Pergerakan derajat kebebasan padaPesawat Terbang	54
Gambar 3.11 Girooskop mekanis	55
Gambar 3.12 HMC5883L - <i>Triple Axis Magnetometer</i>	56
Gambar 3.13 MediaTek MT3329 GPS 10Hz + <i>Adapter Basic</i>	57
Gambar 3.14 <i>Pin</i> tambahan dan power untuk APM	57
Gambar 3.15 <i>Pin</i> kabel signal <i>input</i> dari receiver	58

Gambar 3.16	<i>Pin</i> kabel signal <i>output</i> dari receiver	59
Gambar 3.17	Lokasi <i>pin</i> Telemetry dan GPS	59
Gambar 3.18	Wiring Diagram Octocopter	60
Gambar 4.1	Sket Desain Octocopter	62
Gambar 4.2	Pesawat <i>Octocopter</i> 3D.....	66
Gambar 4.3	Mendapatkan Nilai Inersia Body Menggunakan Solidwork	67
Gambar 4.4	Mendapatkan Nilai Inersia Motor dengan Solid Work.....	67
Gambar 4.5	Diagram benda bebas untuk simulasi struktur <i>Octocopter</i>	69
Gambar 4.6	Diagram Benda Bebas pada Lengan <i>Octocopter</i>	70
Gambar 4.7	<i>Equivalent Stress</i> pada Lengan <i>Octocopter</i>	70
Gambar 4.8	Posisi tegangan maksimum pada lengan <i>Octocopter</i>	71
Gambar 4.9	<i>Displacement</i> pada Lengan <i>Octocopter</i>	72
Gambar 4.10	Diagram benda bebas plat tengah	73
Gambar 4.11	<i>Equivalent Stress</i> pada plat tengah	74
Gambar 4.12	<i>Displacement</i> pada plat tengah <i>Octocopter</i>	75

Gambar 4.13 Proses memasang baut pada plat tengah (a), dan Hasil Pemasangan plat tengah dengan kedelapan lengan <i>Octocopter</i> (b).....	78
Gambar 4.14 Rangkaian Elektronik pada <i>Octocopter</i> ..	79
Gambar 4.15 Pemasangan Motor pada Lengan <i>Octocopter</i>	79
Gambar 4.16 Bentuk <i>Octocopter</i> Setelah Pemasangan Komponen Elektronik	80
Gambar 4.17 Tampilan ArduPilot Mega Planner saat dihubungkan dengan perangkat keras	81
Gambar 4.18 Firmware yang tersedia bagi perangkat ArduPilot Mega'	81
Gambar 4.19 Pengaturan PI dan PID controller untuk kestabilan Octocopter	82
Gambar 4.20 Sirkuit Elektronik dan Diagram Benda Bebas Rotor	84
Gambar 4.21 (a) Blok Diagram Simulink Motor DC dan (b) Grafik Respon Motor DC	85
Gambar 4.22 Hubungan Antara Dua Subsistem dari Keseluruhan Dinamika <i>Octocopter</i>	86
Gambar 4.23 Blok Diagram Simulink pada <i>Octocopter</i>	87
Gambar 4.24 Blok Diagram Hovering <i>Octocopter</i>	88

Gambar 4.25	Respon Ketinggian terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Ketinggian	89
Gambar 4.26	Perbandingan respon step sistem hover antara Autotuning dengan Trial-Error	90
Gambar 4.27	Blok Diagram Sistem Kendali Roll	91
Gambar 4.28	Respon Posisi Sudut Roll <i>Octocopter</i> terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Roll Referensi	92
Gambar 4.29	Perbandingan respon step sistem <i>roll</i> antara Autotuning dengan Trial-Error	93
Gambar 4.30	Blok Diagram Sistem Kendali Pitch	94
Gambar 4.31	Respon Posisi Sudut Pitch <i>Octocopter</i> terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Pitch Referensi	95
Gambar 4.32	Perbandingan respon step sistem <i>pitch</i> antara Autotuning dengan Trial-Error	96
Gambar 4.33	Blok Diagram Sederhana Sistem Rotasi Yaw	97
Gambar 4.34	Respon Posisi Sudut Yaw <i>Octocopter</i> terhadap Waktu	98
Gambar 4.35	Perbandingan respon step sistem <i>yaw</i> antara Autotuning dengan Trial-Error	99

Gambar 4.36	Diagram Analisis Kestabilan Hover	100
Gambar 4.37	Diagram Analisis Kestabilan Roll	101
Gambar 4.38	Diagram Analisis Kestabilan <i>Pitch</i>	103
Gambar 4.39	Diagram Analisis Kestabilan <i>Yaw</i>	103
Gambar 4.40	Massa <i>Octocopter</i> 1,75 kg	104
Gambar 4.41	Dimensi octocoter dan dimensi baling-baling	104
Gambar 4.42	Kaki <i>Octocopter</i>	105
Gambar 4.43	<i>Flight Test Octocopter</i> UAV	106
Gambar 4.44	Pendeteksi lokasi (GPS)	107
Gambar 4.45.	Kamera GoPro Hero-	4107
Gambar 4.46	Posisi kamera pada <i>Octocopter</i>	108
Gambar 4.47	Pengambilan video menggunakan kamera GoPro Hero-4108	

DAFTAR TABEL

Tabel 2.3 Tabel Routh-Hurwitz	15
Tabel 4.1 Daftar Material Penyusun Kerangka Octocopter	39
Tabel 4.2 Massa Komponen Octopter	40
Tabel 4.3 Hasil Pemodelan dengan Software Solidwork	44
Tabel 4.4 Parameter Pendukung Simulasi	54
Tabel 4.5 Respon Untuk Sistem Hover	61
Tabel 4.6 Respon Untuk Sistem Roll	63
Tabel 4.7 Respon Untuk Sistem Pitch	65
Tabel 4.8 Respon Untuk Sistem Yaw	67

DAFTAR SIMBOL

σ	: Tegangan (psi)
M	: Momen (Nm)
FS	: Faktor Keamanan (-)
F_t	: Gaya <i>Thrust</i> (N)
V	: Kecepatan Linier (m/s)
b	: Faktor <i>Thrust</i> (N s ²)
d	: Faktor <i>Drag</i> (N m s ²)
C_t	: Koefisien <i>Thrust</i> (-)
ρ	: Kerapatan Massa Udara / Density (kg/m ³)
A	: Luas Area (m ²)
r	: Radius (m)
ω	: Kecepatan rotasi (rad/sec)
C	: Konstanta (-)
Ω	: Kecepatan Putar Propeller (rpm)
m	: Massa (kg)
g	: Percepatan Gravitasi Bumi (m/s ²)
J_r	: Inersia Motor (kg m ²)
I_x	: Inersia Body Arah Sumbu x (kg m ²)
I_y	: Inersia Body Arah Sumbu y (kg m ²)
I_z	: Inersia Body Arah Sumbu z (kg m ²)

θ_x : Pitch (°)

θ_y : Roll (°)

θ_z : Yaw (°)

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan wahana terbang tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh. Penggunaan UAV dewasa ini mengalami perkembangan baik di bidang sipil, militer, maupun antisipasi dan mitigasi bencana. Pada bidang antisipasi dan mitigasi UAV berguna sebagai alat *mapping area* bencana dan penyisiran wilayah bencana. UAV yang banyak digunakan adalah tipe *rotary wing / copter*. UAV dengan tipe *rotary wing* terbagi menjadi beberapa jenis yaitu *Tricopter*, *Quadcopter*, *Hexacopter*, dan *Octocopter*. *Octocopter* memiliki kemampuan mengangkat beban yang lebih besar dibandingkan *quadcopter* dan *hexacopter* karena memiliki baling-baling yang lebih banyak. Selain itu, *Octocopter* juga mampu mempertahankan kemampuan terbang jika salah satu motor mengalami kerusakan [1]. Contoh *Octocopter* yang telah ada dipasaran adalah Tarot T18 seperti pada gambar 1.1.



Gambar 1.1 Tarot T18 *Octocopter* [2]

Dalam menjalankan misi penyisiran wilayah bencana, *Octocopter* harus memiliki kestabilan yang baik agar data komunikasi, terutama data visual, yang dihasilkan baik. Untuk mencapai kestabilan yang baik dapat dilakukan dengan menambahkan sistem kendali *PID*. Sistem kendali tersebut memiliki konstanta P, konstanta I dan konstanta D yang harus disesuaikan dengan benda/alat yang ingin dikendalikan beserta faktor-faktor external yang mempengaruhi.

Melalui Tugas Akhir ini dirancang suatu *platform* pesawat UAV *Octocopter* yang merupakan pesawat baling-baling delapan. Dalam tugas akhir ini akan dilakukan perancangan 3D, analisa struktur, simulasi sistem kendali hingga analisis kestabilan jelajah. Sasaran yang ingin dicapai adalah terciptanya pesawat *Octocopter* yang memiliki respon dan kestabilan jelajah yang baik sehingga dapat diaplikasikan untuk kegiatan SAR (*Search And Rescue*), penelitian ilmiah, dan kegiatan monitoring lainnya.

1.2 Perumusan Masalah

Dalam Tugas Akhir ini terdiri dari beberapa rumusan masalah, yaitu:

- a) Bagaimana mendapatkan parameter-parameter yang dibutuhkan untuk menganalisa kestabilan *Octocopter*.
- b) Bagaimana merancang struktur *base plate* dan lengan *Octocopter* yang aman
- c) Bagaimana mendapatkan parameter P, I, dan D untuk kestabilan *Octocopter*

1.3 Tujuan Tugas Akhir

Mengacu pada perumusan masalah di atas, maka tujuan penelitian dari Tugas Akhir ini adalah:

- a) Mendapatkan parameter-parameter yang dibutuhkan untuk menganalisa kestabilan *Octocopter*
- b) Mendapatkan rancangan struktur *base plate* dan lengan *Octocopter* yang aman
- c) Mendapatkan parameter P,I, dan D untuk kestabilan *Octocopter*

1.4 Batasan Masalah

- a) Perangkat keras sistem kendali menggunakan *microcontrol* Ardupilot Mega 2.6
- b) Waktu operasi *Octocopter* hingga 5 menit.
- c) Ketinggian maksimum 30 meter.
- d) Sistem dinamik dianggap linier.
- e) *Octocopter* dikendalikan dengan *remote control*
- f) Diameter *Octocopter* maksimum 0.7 m
- g) Sudut antar motor 45°
- h) Analisis struktur menggunakan metode elemen hingga
- i) Dalam analisis struktur, *Octocopter* mengalami gaya statis
- j) Menggunakan faktor keamanan 1,5
- k) Menggunakan PID sebagai *controller*
- l) *Settling time* kurang lebih 3 detik.
- m) Dalam simulasi, titik berat benda tepat berada ditengah.
- n) Tidak membahas pengolahan citra (hanya instrumentasi sistem kamera saja)

1.5 Manfaat Tugas Akhir

Manfaat dari Tugas Akhir ini adalah diharapkan dapat menjadi solusi untuk penyisiran wilayah terdekat dengan sumber bencana agar tidak ada resiko korban jiwa dari pihak Tim SAR.

1.6 Sistematika Laporan

Sistematika penulisan di bagi dalam beberapa bab sebagai berikut:

a) Bab I Pendahuluan

Bab ini berisi tentang latar belakang dari penelitian ini, permasalahan, batasan masalah, dan tujuan penelitian

b) Bab II Dasar Teori dan Kajian Pustaka

Bab ini di bagi menjadi 2 bagian, yaitu dasar teori dan penelitian terkait yang sudah ada. Dasar teori berisi semua hal yang menunjang dalam pembuatan wahana udara tanpa awak. Sedangkan penelitian terkait yang sudah ada berisi tentang penelitian – penelitian sebelumnya. Hal ini sebagai acuan dalam pembuatan *Octocopter*.

c) Bab III Metodologi

Bab ini menerangkan tentang metode penelitian yang digunakan.

d) Bab IV Proses Rancang Bangun dan Pengujian Sistem

Bab ini berisi tentang perancangan desain, pemilihan bahan dan perangkat keras, analisisnya, proses pembuatan/manufaktur dan pengujian wahana.

e) **Bab V Analisis Kestabilan**

Bab ini membahas simulasi kestabilan jelajah (*stabilize*) dan kestabilan ketinggian tetap (*altitude hold*) dengan bantuan *software* MATLAB.

f) **Bab VI Kesimpulan dan Saran**

Bab ini berisi tentang kesimpulan sistem hasil analisa dan saran – saran perbaikan.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 2

TINJAUAN PUSTAKA & DASAR TEORI

2.1 Penelitian Terdahulu

Sistem kendali adalah suatu sistem yang terdiri dari subsistem dan *plants* yang bertujuan untuk mendapatkan *output* sesuai dengan yang diinginkan, dengan kata lain untuk mengendalikan *output*. Sistem kendali dibangun dengan empat alasan utama yaitu perluasan kemampuan, kendali jarak jauh, kenyamanan bentuk masukan, dan memperkecil gangguan. Sistem kendali dibagi menjadi dua jenis yaitu *open loop* dan *close loop*. pada *open loop system* nilai *output* dan nilai *input* tidak dibandingkan. Sementara pada *close loop system* merupakan kebalikan dari *open loop system*, sehingga dapat dikatakan nilai *error* dari *input* dan *output* menjadi masukan bagi pengendali [3].

Lukmana (2012), melakukan perancangan struktur dan sistem kendali stabilisasi *quadcopter*. Penelitian yang dilakukan adalah menganalisa rancangan plat tengah dan lengan *quadcopter* kemudian melakukan simulasi dan stabilisasi sistem kendali. Plat tengah *quadcopter* terbuat dari material *acrylic* sedangkan lengan menggunakan material Alumunium 6061-T6. Kekuatan struktur plat dan lengan dianalisa menggunakan *software* ANSYS dengan metode elemen hingga dan untuk melakukan simulasi sistem kendali menggunakan *software* MATLAB. Manuver yang dikendalikan adalah *pitch*, *roll*, *yaw*, sedangkan *controller* yang digunakan adalah PID. Penentuan PID menggunakan metode *trial error*. Pada penelitian tersebut, didapatkan defleksi struktur lengan Alumunium 6061-T6 *quadcopter* 3,09mm dan memiliki faktor keamanan 3,53 dan faktor

keamanan 3,06 untuk plat *acrylic*. Pada sistem *roll* dan *pitch* $K_p=8,5$, $K_i=0$, dan $K_d=4$ menghasilkan error saat detik ke-3 adalah 0,603% sedangkan pada sistem *yaw* $K_p=14$, $K_i=0$, dan $K_d=10$ menghasilkan error saat detik ke-3 adalah 0,49% [4].

Penelitian mengenai Octocopter dilakukan oleh Andrew (2012) dengan membandingkan performa dan karakteristik gerak *Octocopter* dari data hasil eksperimen. Respon manuver *pitch*, *roll*, *yaw* dan *hover* dianalisa melalui bentuk reaksi kecepatan motor saat diberi input. Hasil dari penelitian ini menunjukkan bahwa stabilisasi dari octocopter bergantung pada pilihan pilot, untuk stabil ketika *hover* maka *setting control over-damped* yang digunakan. Ketika membutuhkan kecepatan respon untuk *roll*, *pitch*, dan *yaw* maka digunakan *setting control under-damped* [1],

Penelitian mengenai *Octocopter/Octorotor* juga telah dilakukan oleh Haddadi, J. S. dan P. Zarafshan (2014) dalam jurnal ilmiahnya yang menjelaskan tentang desain dan implementasi prosedur kendali manuver pada Octorotor. Metode perakitan sistem mekanik dan subsistem listrik *Octorotor* didasarkan pada sistem *Quadrotor* sehingga motor disusun secara koaksial. Kendali stabilisasi Octorotor diberikan oleh kontroler PID yang dirancang. Menurut penelitian yang dilakukan Hadadi ini, kendali stabilisasi ditentukan oleh desain PID yang digunakan [5].

2.2 Dasar Teori

2.2.1 Analisis Struktur dan Metode Elemen Hingga

Finite Element Method (FEM) atau biasanya disebut *Finite Element Analysis* (FEA), adalah prosedur numeris yang dapat dipakai untuk menyelesaikan masalah-masalah dalam bidang rekayasa (*engineering*), seperti analisa

tegangan pada struktur yang berhubungan adalah persamaan aljabar, diferensial, atau integral

2.2.1.1 Material

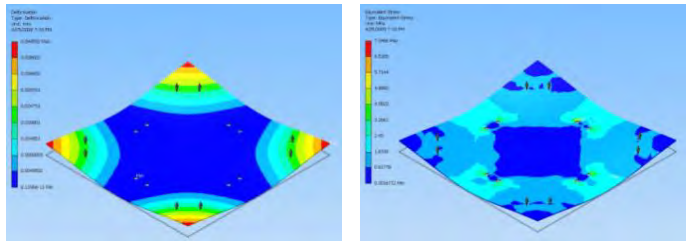
Faktor utama yang dipertimbangkan dalam pemilihan material *octocopter* adalah: berat, kekuatan, dan defleksi. Dengan menggunakan kriteria-kriteria tersebut, beberapa material akan dibandingkan. Fokus utama dalam perancangan *octocopter* ini adalah kedelapan lengannya, yang diketahui mengalami beban dan momen terbesar dari seluruh bagian *octocopter*. Untuk menganalisa suatu material, tegangan bending dan faktor keamanan dapat diketahui dengan:

$$\sigma = \frac{My}{I_x} \quad (2.1)$$

$$FS = \frac{\text{Tensile strength}}{\sigma} \quad (2.2)$$

$$v_{\text{defleksi}} = \frac{\text{Gaya} \cdot \text{Panjang}}{3EI_x} \quad (2.3)$$

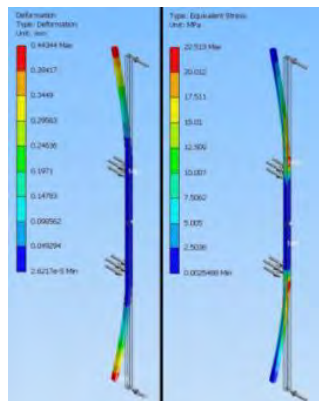
Pada gambar 2.1 (a) dan (b) adalah ilustrasi deformasi dan tegangan ekuivalen analisis dari *carbon fiber base plate* dari quadrotor proto2 [6]. Sedangkan ilustrasi deformasi dan tegangan ekuivalen lengan pada quadrotor proto2 dapat dilihat pada gambar 2.2 (c) dan (d) berturut-turut sebagai berikut :



(a)

(b)

Gambar 2.1 Analisis deformasi (a) dan tegangan ekivalen (b) *base plate* quadrotor



(c)

(d)

Gambar 2.2. Analisis deformasi (c) dan tegangan ekivalen (d) lengan quadrotor

2.2.1.2 Kriteria Kegagalan Von-Mises/*Distortion Energy Theory*

Kriteria kegagalan berdasarkan distorsi energi didapatkan dengan membandingkan distorsi energi per

satuan volume pada titik dengan distorsi energi per satuan volume pada kegagalan saat uji tarik [7].

2.2.1.3 Faktor Keamanan Pada Struktur Pesawat

Factor keamanan merupakan istilah yang menggambarkan kapasitas struktur dari suatu sistem diluar beban yang diharapkan. Pada sistem pesawat syarat kelayakan hanya tergantung pada load factor. Petunjuk paling baik menyatakan bahwa dalam merancang pesawat membutuhkan load factor untuk mendapatkan unjuk kerja yang lebih baik. pada penelitian yang terkait menyatakan bahwa load factor memiliki pengaruh terhadap factor keamanan. Material yang sering digunakan pada pesawat adalah aluminium alloy, dimana rasio ultimate stress dari material tersebut kira kira 1.5. sedangkan untuk rasio untuk material steel lebih rendah dibandingkan aluminium. Hal tersebut menunjukkan bahwa kita tidak dapat meningkatkan lebih dari $\frac{2}{3}$ dari total load factor pada saat terbang, akibatnya jika melebihi akan timbul banyak permasalahan deformasi struktur. [8]

2.2.2 Kalkulasi Penentuan Baling-Baling

Penentuan dimensi baling-baling didapatkan dari data yang dikeluarkan oleh produsen motor seperti dapat dilihat pada tabel 2.1. berikut yang merupakan table spesifikasi motor yang dikeluarkan oleh produsen merk DJI. Pada *spectech* yang dirilis produsen motor ini telah mencantumkan dimensi baling-baling yang sesuai dengan kecepatan putaran motor. Untuk mengetahui gaya *Thrust* (gaya angkat) yang dapat dihasilkan oleh baling-baling maka menggunakan rumus (2,4).

Tabel 2.1 Spesifikasi Motor

Komponen	Spec	Nilai
Motor	Stator size	22x12 mm
	KV	920 rpm/V
	Weight	50 g
Rotor	Diameter/Thread Pitch	24x11 cm

Koefisien *thrust* (C_t) didapatkan dari *UIUC Propeller Datasheet* dengan data awal berupa putaran maximum dari motor yang digunakan [9] seperti terlihat pada table 2.2 berikut

Tabel 2.2. Data baling-baling UIUC [9]

RPM	C_t
2489	167,485
2797	167,398
3083	167,401
3359	167,406
3631	167,409
3921	167,411
4182	167,413
4495	167,415
5044	167,418
5299	167,420
5582	167,422
5903	167,434

6147	167,444
6442	167,450
6700	167,467

Persamaan Gaya *Thrust* dapat ditulis seperti pada persamaan (2.4).

$$F_t = C_t \rho A V^2 \quad (2.4)$$

Dengan mensubstitusi $A = \pi r^2$ maka persamaan (2.4) menjadi:

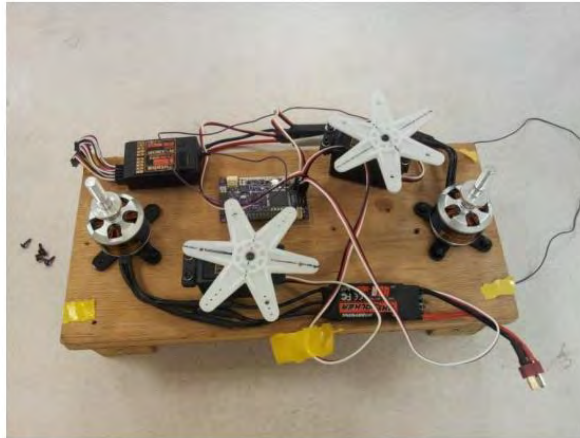
$$F_t = C_t \rho \pi r^2 V^2 \quad (2.5)$$

Kemudian substitusi $V = \omega r$

$$F_t = C_t \rho \pi r^4 \omega^2 \quad (2.6)$$

2.2.3 *Ground Test Propulsi Tunggal*

Test propulsi tunggal ini berfungsi untuk mengetahui putaran maksimal motor ketika dilakukan *full throthling* dan ketika dilakukan manuver [1] seperti terlihat pada gambar 2.3. Alat yang digunakan untuk mengetahui kecepatan motor adalah Tachometer.



Gambar 2.3 Rangkaian *Ground test* propulsi tunggal

2.2.4 Pengendalian Otomatis

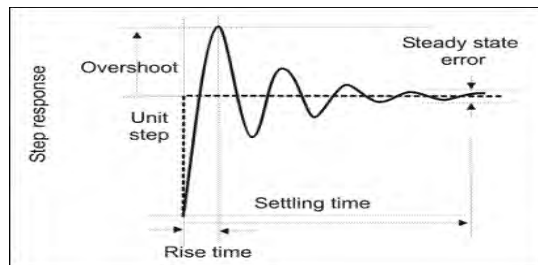
Sistem adalah suatu satuan yang terdiri dari beberapa komponen yang terhubung dan saling berinteraksi dan respon satu komponen akan berpengaruh kepada komponen lainnya. Dalam suatu sistem terdapat tiga komponen utama yaitu kondisi awal (*initial condition*), input (dapat berupa gangguan), dan output.

Initial condition adalah kondisi awal dari suatu sistem pada waktu tertentu yang akan mempengaruhi keadaan sistem selanjutnya Input adalah suatu masukan yang diberikan kepada sistem baik sengaja maupun tidak dengan hasil atau tujuan merubah keadaan sistem tersebut. Sedangkan Output sistem adalah respon atau pengaruh yang ditimbulkan dari *initial condition* dan input setelah di proses.

Dalam konsep sistem dinamik juga dikenal istilah *transient response*, yaitu respon output yang terjadi pada

saat transisi dari kondisi awal hingga kondisi akhir. Pada transient response sendiri juga dikenal beberapa istilah yang nantinya dijadikan acuan dalam konsep pengendalian, diantaranya peak time yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai puncak pertama dari suatu respon, *rise time* yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai 90% dari nilai yang diinginkan, *settling time* yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai steady state dengan toleransi tertentu, dan yang terakhir adalah persentase *overshoot* yaitu perbandingan antara selisih nilai pada saat puncak dan kondisi akhir dengan kondisi akhir itu sendiri. Pada gambar 2.4 disebutkan bagian-bagian dari diagram respon.

Selain *transient response*, dikenal juga *steady state response*, yaitu pengaruh atau respon pada saat sistem mencapai nilai akhir. Pada suatu respon terdapat juga suatu istilah *steady state error* yang berarti kesalahan nilai akhir yang tidak sesuai dengan referensi atau nilai yang diinginkan.



Gambar 2.4. Grafik *Step Response* [10]

Seperti yang telah dijelaskan diatas bahwa sistem dinamik dalam persamaan matematikanya direpresentasikan

dengan persamaan diferensial, contoh persamaan diferensial dari sistem dinamik adalah sebagai berikut:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_0 y = f(t) \quad (2.7.a)$$

$$y(0) = y_0 \quad (2.7.b)$$

$$\frac{dy}{dt}(0) = \dot{y}_0 \quad (2.7.c)$$

Persamaan diatas dapat diubah menjadi persamaan berikut:

$$y + a_1 \dot{y} + a_0 y = f(t) \quad (2.8.a)$$

$$y(0) = y_0 \quad (2.8.b)$$

Persamaan diatas dapat diubah kedalam bentuk lain dengan memasukkan operator diferensial yaitu $D = \frac{d}{dt}$; $Dy = \frac{dy}{dt}$; $D^2y = \frac{d^2y}{dt^2}$ sehingga persamaan (2.4.a) menjadi seperti berikut:

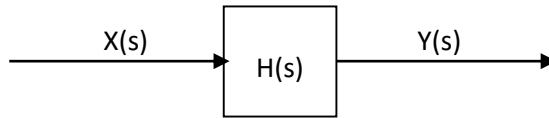
$$D^2y + a_1 Dy + a_0 y = f(t) \quad (D^2 + a_1 D + a_0)y = f(t) \quad (2.9)$$

Analisis sistem dinamik seringkali digunakan istilah transfer function yang digunakan untuk merepresentasikan perbandingan antara input dengan outputnya. Untuk mendapatkan persamaan transfer function kita perlu mentransformasikan persamaan diferensial diatas menjadi persamaan laplace, sehingga persamaan (2.9) di atas akan menjadi persamaan seperti berikut:

$$(s^2 + a_1s + a_0) Y(s) = F(s) \quad (2.10 a)$$

$$\frac{Y(s)}{F(s)} = \frac{1}{(s^2 + a_1s + a_0)} \quad (2.10 b)$$

Persamaan 2.10 merupakan persamaan transfer function dari sebuah sistem dinamik. Fungsi transfer yaitu suatu fungsi yang membandingkan antara frekuensi *output* dengan frekuensi *input*. Fungsi transfer untuk kontinu dibangun oleh transformasi Laplace, sementara fungsi transfer untuk fungsi diskrit dibangun oleh transformasi Z. diagram blok (Wahyuni, 2015) untuk fungsi transfer ditunjukkan oleh gambar 2.5 dimana $H(s) = \frac{Y(s)}{X(s)}$ dengan $H(s)$ adalah fungsi transfer, $X(s)$ adalah masukan, dan $Y(s)$ keluaran.



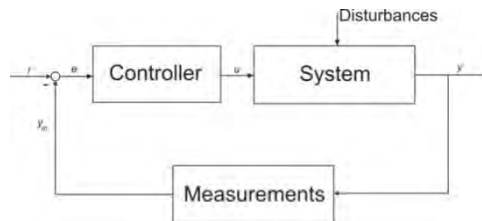
Gambar 2.5 Fungsi Transfer

Sebelum membentuk fungsi transfer, jika sistem yang ingin dikaji berupa sistem persamaan differensial linier tingkat n maka terlebih dahulu perlu dibentuk menjadi sistem persamaan differensial linier tingkat 1 dalam bentuk matriks ruang keadaan (*state space*) seperti persamaan (2.11) dan (2.12) berikut dengan t adalah waktu, $u(t)$ adalah masukan, $x(t)$ adalah *state* (keadaan), dan $y(t)$ adalah keluaran

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (2.11)$$

$$y(t) = C(t)x(t) + D(t)u(t) \quad (2.12)$$

Untuk menggambarkan suatu sistem, terkadang diperlukan juga sebuah block diagram. Block diagram merupakan diagram yang menggambarkan sistem secara keseluruhan yang didalamnya terdapat komponen seperti input, gangguan (disturbance), output maupun kendali (controller) serta hubungan diantara komponen-komponen tersebut. Contoh sederhana dari sebuah *block diagram* dapat dilihat pada gambar 2.6 berikut:



Gambar 2.6 Blok Diagram sederhana dari suatu sistem

2.2.5 Keterkontrolan dan Keteramatan

Sebelum dilakukan pengendalian tetap sistem, terlebih dahulu dilihat keterkontrolan dan keteramatannya, melalui matriks *state space*, dapat diketahui keterkontrolan dan keteramatan dari sistem. Berikut cara untuk mengetahuinya

2.2.5.1. Keterkontrolan

Sistem persamaan differensial linier tingkat 1 yang berupa *state space* dikatakan terkontrol apabila untuk setiap keadaan sembarang $x(0) = x_0$ ada masukan $u(t)$ yang tidak dibatasi, mentransfer keadaan x_0 ke sembarang keadaan akhir $x(t_1) = x_1$ dengan waktu akhir

t_f hingga (Subiono, 2013). Suatu sistem didapatkan matriks keterkontrolannya berupa P_c . rumus Matriks P_c yaitu

$$P_c = [B|AB|\dots|A^{n-1}B] \quad (2.13)$$

dengan n adalah ordo matriks A . Suatu sistem dikatakan terkontrol jika dan hanya jika sistem memiliki jumlah *rank* M_c sama dengan jumlah ordo matriks A .

2.2.5.2. Keteramatan

Pengertian dari keteramatan yaitu bila sistem keadaan awal $x(0) = x_0$ secara tunggal dapat diamati dari setiap pengukuran keluaran sistem linier dari waktu $t = 0$ ke $t = t_1$, maka sistem dikatakan teramati Sehingga dapat dikatakan bahwa sistem yang teramati itu adalah sistem yang mungkin untuk memperbaiki kondisi awal melalui *output*. Suatu sistem didapatkan matriks keteramatan P_o . Rumus matriks P_o yaitu

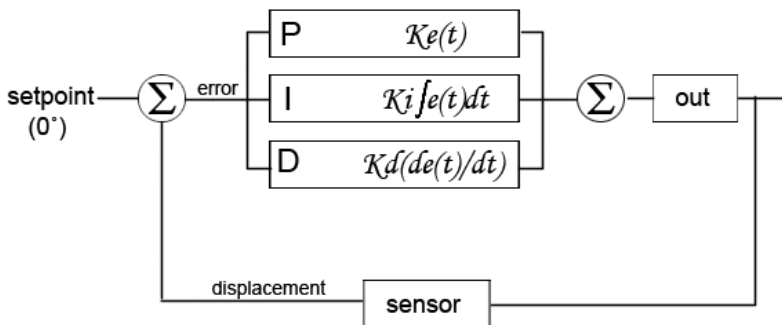
$$P_o = [C|CA|\dots|CA^{n-1}]^T \quad (2.14)$$

dengan n adalah ordo matriks A . Suatu sistem dikatakan teramati jika dan hanya jika sistem memiliki jumlah *rank* P_o sama dengan jumlah ordo dari matriks A .

2.3 Kendali PID (Proportional-Integral-Derivative)

Sistem kendali yang ditambahkan dengan PID saat ini sangat populer. Hal ini karena struktur dari pengendalian ini sangat sederhana. Metode yang digunakan untuk simulasi PID ini adalah metode Trial Error. Kendali PID merupakan sistem kendali yang menggabungkan antara tiga macam

kendali yaitu proportional, integral dan derivatif. Penggabungan ketiga macam kendali ini dan pemilihan konstanta yang tepat dapat menutupi kekurangan dan menonjolkan kelebihan masing-masing pengendalian. Misalnya, kendali proportional cukup mampu untuk memperbaiki *rise time* dan *settling time* namun meninggalkan *offset*. Kekurangan ini dapat ditutupi dengan cara menggabungkan dengan kendali integral yang dapat menghilangkan *offset* dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivative. Skema blok diagram sistem kendali PID dapat dilihat pada gambar 2.7. Karakteristik Kendali PID sangat dipengaruhi oleh nilai P, I dan D, penyetelan dari konstanta K_p , K_i , dan K_d harus terus menerus diatur kembali (*trial-error*) untuk mendapatkan performa yang baik



Gambar 2.7. Blok Diagram Kendali PID

2.3.1. Gain Tuning Method

2.3.1.1. *Trial and error*

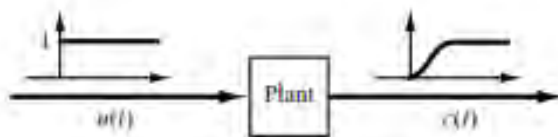
Metode *trial and error* atau metode coba-coba digunakan untuk menentukan nilai K_p , K_i , dan K_d dengan cara memeriksa perilaku dinamis *output* yang dikendalikan. Hal ini sangat penting untuk memahami efek parameter *tunning* pada perilaku *output* untuk kesuksesan metode ini [12]

2.3.1.2. Metode Zieger Nichols

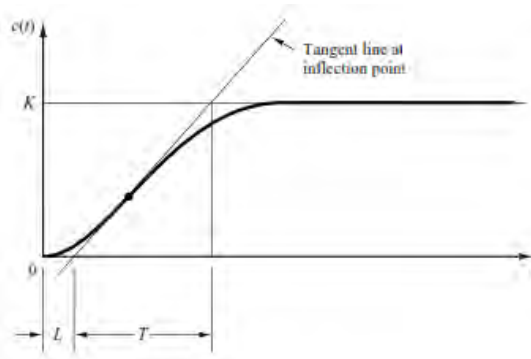
Menentukan nilai PID dengan metode Zieger Nichols dibedakan menjadi dua [10] yaitu:

a) *First Method*

Pada metode ini, respon dari *plants* didapatkan secara eksperimen untuk suatu nilai *input*. Metode ini berlaku jika respon terhadap nilai input membentuk kurva S. Kurva tersebut dapat dilihat dari dua konstanta yaitu waktu tunda L dan waktu konstan T seperti yang ditunjukkan oleh gambar 2.8 berikut. Sementara *Tunning Gain* dari PID ditunjukkan oleh tabel 2.3. Waktu konstan merupakan waktu yang dibutuhkan dari suatu sistem bereaksi terhadap input hingga 63,2% dari *setpoint*



(a)



(b)

Gambar 2.8 (a).Respon dari *plant* ; (b) Kurva respon berbentuk S

Table 2.3. Tuning Zieger Nichols *First Method*

Jenis Pengendali	K_p	T_i	T_d
P	$\frac{T}{L}$	∞	0
PI	$0.9 \frac{T}{L}$	$\frac{L}{0.3}$	0
PID	$1.2 \frac{T}{L}$	2 L	0.5 L

b) Second Method

Pada metode kedua, pertama-tama mengatur $T_i = \infty$ dan $T_d = 0$. Gunakan kendali P saja, meningkatkan nilai K_p dari 0 hingga nilai kritis K_{cr} sehingga menghasilkan kurva respon berupa osilasi. (Jika kurva respon tidak berosilasi untuk berapapun nilai K_p , maka metode ini tidak dapat diterapkan). Kurva tersebut dapat dilihat gambar 2.9 berikut. Sehingga nilai kritis K_{cr} dan periode koresponden P_{cr} secara eksperimen

diketahui. Sedangkan *Tunning Gain* dari PID ditunjukkan oleh tabel 2.3

Tabel 2.4. Tuning Ziegler Nichols berdasarkan *Gain* Kritis K_{cr} dan Periode Kritis P_{cr}

Jenis Pengendali	K_p	T_i	T_d
P	$0.5 K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45 K_{cr}$	$\frac{1}{12} P_{cr}$	0
PID	$0.6 K_{cr}$	$0.5 P_{cr}$	$0.125 P_{cr}$

2.3.1.3. Autotuning

Metode *autotuning* pada PID merupakan suatu metode untuk menentukan parameter PID secara otomatis. Biasanya metode ini digunakan untuk sistem yang memiliki orde tinggi. Salah satu metode *autotuning* adalah metode *autotuning relay feedback* atau respon frekuensi. Prosedur autotuning dapat dibedakan menjadi dua tahap yaitu [9]:

- Tahap Identifikasi

Berdasarkan pengamatan Astrom Hagglund *autotuner*, suatu *feedback system* yang memiliki *output* y dengan *input* u menghasilkan osilasi dengan periode sebesar P_u . Untuk meningkatkan osilasi, maka dilakukan *relay feedback*. Input u akan ditingkatkan dengan cara $u = \bar{u} + h$ dengan \bar{u} *steady state* dari u . Segera setelah pergerakan *output*, *input* berubah menjadi posisi lebih rendah $u = \bar{u} - h$.

Prosedur ini diulangi hingga mencapai suatu kestabilan. Melalui relay feedback test, gain K_u dan frekuensi ω_u dapat dihitung dengan persamaan (2.13) dan (2.14) berikut

$$K_u = \frac{4h}{\pi a} \quad (2.13)$$

$$\omega_u = \frac{2\pi}{P_u} \quad (2.14)$$

dengan a adalah amplitudo osilasi dan P_u adalah periode.

- Tahap Desain Pengendali (PID)
Sesuai dengan tahap identifikasi, maka pengendali dapat dicari dari nilai K_u dan ω_u dengan menggunakan metode Zieger Nichols

2.4 Analisis Kestabilan

Hal yang penting diperhatikan pada suatu sistem kendai adalah analisa kestabilan sistem kendali tersebut. Hal ini bertujuan untuk mengetahui kestabilan sistem yang dikendalikan. Karena jika sistem yang diteliti adalah sistem yang terkendali, maka kestabilan sistem dapat dicapai. Pada bagian ini dijelaskan hubungan antara kestabilan pada fungsi transfer sistem kendali *closed loop* dengan akar-akar persamaan karakteristik. Metode analisa kestabilan untuk sistem kendali diantaranya yaitu *Root Locus* dan *Routh-Hurwitz*.

2.4.1 Kriteria Kestabilan *Routh-Hurwitz*

Kriteria kestabilan Routh-Hurwitz adalah suatu metode untuk mengetahui apakah sistem stabil atau tidak dengan menguji lokasi dari akar-akar persamaan karakteristik suatu sistem, dengan kata lain, dapat diketahui kestabilan tanpa menghitung akar-akar karakteristik secara langsung. Diberikan persamaan karakteristik sebagai berikut (Ogata,2010) :

$$d(s)=a_0s^n+a_1s^{n-1}+a_2s^{n-2}+\dots+a_n=0 \quad (2.16)$$

Susunan koefisien persamaan karakteristik yaitu :

Tabel 2.5 Tabel Routh-Hurwitz

s^n	a_0	a_2	...
s^{n-1}	a_1	a_3	...
s^{n-2}	b_1	b_2	...
...
s^0	d

$$b_1 = -\frac{1}{a_1} \begin{vmatrix} a_0 & a_2 \\ a_1 & a_3 \end{vmatrix} = \frac{a_1 a_2 - a_0 a_3}{a_1}; c_2 = -\frac{1}{b_1} \begin{vmatrix} a_1 & a_5 \\ b_1 & b_3 \end{vmatrix} = \frac{b_1 a_5 - a_1 b_3}{b_1}$$

$$b_2 = -\frac{1}{a_1} \begin{vmatrix} a_0 & a_4 \\ a_1 & a_5 \end{vmatrix} = \frac{a_1 a_4 - a_0 a_5}{a_1}; c_1 = -\frac{1}{b_1} \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ b_1 & b_2 \end{vmatrix} = \frac{b_1 a_3 - a_1 b_2}{b_1}$$

$$b_3 = -\frac{1}{a_1} \begin{vmatrix} a_0 & a_6 \\ a_1 & a_7 \end{vmatrix} = \frac{a_1 a_6 - a_0 a_7}{a_1}$$

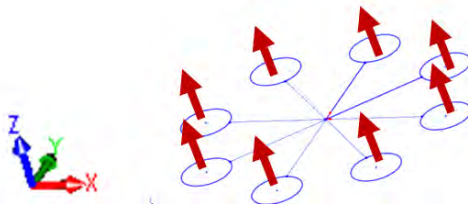
2.5 Konfigurasi dan Desain Octocopter

2.5.1 Pergerakan Utama Pada Octocopter

Beberapa pergerakan dasar yang memungkinkan octocopter dapat mencapai ketinggian (*altitude*) dan sikap (*attitude*) tertentu. Pada gambar-gambar di bawah ini panah warna merah menunjukkan putaran motor paling cepat, kemudian panah warna hijau menunjukkan putaran motor normal, dan panah warna biru menunjukkan putaran motor lambat.

1. *Hovering*

Hovering merupakan gerak naik Octocopter dengan menambah kecepatan putar (rpm) kedelapan motor secara bersamaan dengan akselerasi yang sama. Penambahan kecepatan motor dapat diilustrasikan pada gambar 2.10 berikut:

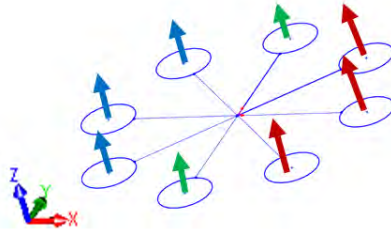


Gambar 2.9. Hovering Octocopter

2. *Rolling*

Pergerakan *Rolling* dicapai dengan menambah kecepatan putar motor di sisi kanan dan mengurangi kecepatan putar motor di sisi kiri ataupun sebaliknya. Sebagai contoh jika *Octocopter* akan bergerak *rolling* ke kiri maka tiga motor di sebelah kanan ditambah kecepatan putarnya sedangkan tiga motor di sebelah kiri

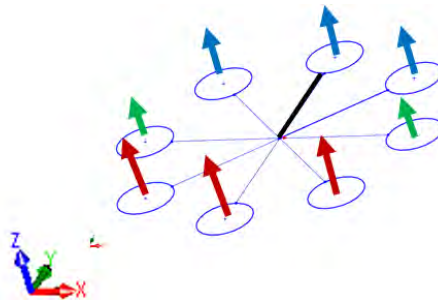
dikurangi kecepatannya dan motor yang di tengah berputar dengan kecepatan normal seperti diilustrasikan pada gambar 2.11 berikut:



Gambar 2.10. Rolling Octocopter

3. *Pitching*

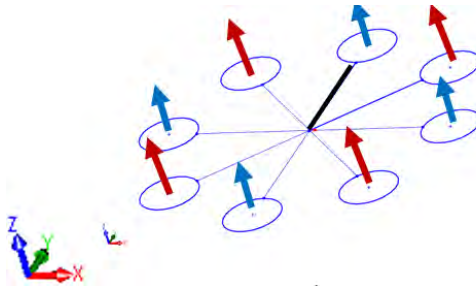
Pergerakan Pitching dicapai dengan menambah kecepatan putar motor di sisi depan dan mengurangi kecepatan putar motor di sisi belakang ataupun sebaliknya. Sebagai contoh jika *Octocopter* akan bergerak *pitching* ke depan maka tiga motor di belakang ditambah kecepatannya sedangkan tiga motor di depan dikurangi kecepatannya, dan motor yang di tengah berputar dengan kecepatan normal seperti diilustrasikan pada gambar 2.12 berikut:



Gambar 2.11. Pitching Octocopter

4. Yawing

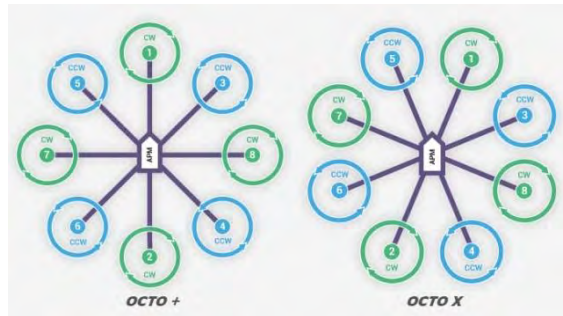
Pergerakan Yawing dicapai dengan menambah dan mengurangi kecepatan putar motor secara berurutan seperti diilustrasikan pada gambar 2.13. Sehingga dengan memanfaatkan *drag* yang ditimbulkan baling-baling maka whana akan berputar terhadap sumbu Z:



Gambar 2.12. Yawing Octocopter

2.5.2 Konfigurasi Octocopter

Octocopter memiliki beberapa konfigurasi letak baling-baling, yaitu octocopter type (+) dan type (x) seperti terlihat pada gambar 2.14. Pada penelitian Tugas Akhir ini, akan merancang Octocopter dengan konfigurasi baling baling berbentuk plus (+). Dua jenis propeller digunakan pada desain tersebut yaitu propeller jenis putaran *Counter Clock-Wise (CCW)* dan *Propeller* jenis putaran *Clock-Wise (CW)*



(a)

(b)

Gambar 2.13 Konfigurasi *Octocopter*: (a) bentuk plus (+), (b) bentuk silang (x) [2]

2.6 Gaya yang Bekerja Pada Octocopter

2.6.1 Gaya Aerodinamik

Merupakan gaya yang timbul akibat adanya kecepatan putar pada *propeller* yang juga mengakibatkan perbedaan tekanan pada bagian bawah dan atas *propeller*. Formulasinya adalah $C\Omega^2$ dengan arah sejajar dengan poros *propeller*. C = konstanta; Ω = kecepatan putar *propeller*

2.6.2 Inersia

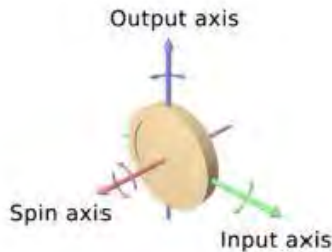
Dalam hukum Newton II menyatakan bahwa setiap benda yang bergerak akan memiliki gaya inersia yang arahnya berlawanan dengan arah gerak benda tersebut. Tidak hanya berlaku pada linier, namun juga anguler. Formulasinya adalah $ma(\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$ untuk linier dan $J\dot{\Omega}$ untuk anguler. m = massa; a = percepatan linier; J = momen inersia polar; $\dot{\Omega}$ = percepatan putar *propeller*

2.6.3 Efek Gravitasi

Efek gravitasi merupakan gaya yang timbul karena gravitasi bumi. Arahnya selalu ke bawah, sejajar dengan sumbu yang tegak lurus dengan permukaan bumi. Formulasinya m.g. g = percepatan gravitasi bumi ($9,81 \text{ m/s}^2$).

2.6.4 Efek Giroskopik

Efek giroskopik adalah gaya yang timbul akibat benda yang berputar dan berubah orientasi. Gaya ini juga dikenal dengan nama “*precession*”, seperti diilustrasikan pada gambar 2.15.



Gambar 2.14 Gaya *precession* pada giroskop [12]

2.7 Pemodelan Octocopter

Pemodelan untuk mendapatkan pemodelan fisik yang tepat dapat dilakukan dengan memakai pendekatan asumsi mengenai kondisi fisik dari Octocopter. Dalam hal ini bertujuan untuk menyederhanakan kompleksitas sistem yang dihasilkan Octocopter. Beberapa asumsi dalam pemodelan Octocopter adalah sebagai berikut:

1. Struktur *body* Octocopter merupakan benda kaku (*rigid body*)

2. Struktur *frame* bersifat simetris dengan sumbu x dan y
3. Struktur *propeller* merupakan benda kaku
4. Keadaan model diasumsikan dalam keadaan melayang (*hovering*)
5. Tidak ada *slip* antara *propeller* dan motor

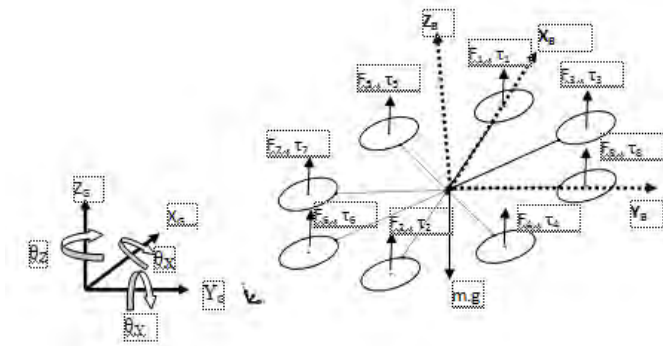
Untuk dapat merancang suatu pengendali model Octocopter diperlukan suatu persamaan. Pemodelan sistem dapat dirumuskan dari hukum fisika sederhana yang memungkinkan untuk pengembangan pengendali bekerja secara linier.

Sebelum pemodelan, sistem koordinat didefinisikan sedemikian rupa sehingga sinyal keluaran dapat dinyatakan. Pemodelan Octocopter terdiri dari dua referensi yakni *Global Frame* (G -Frame) yang digambarkan oleh variabel posisi (x,y,z) dan *Body Frame* (B -Frame) digambarkan variabel kecepatan (u,v,w)

Titik acuan B -Frame yang melekat pada titik pusat atau *center of gravity* (CG) pada body Octocopter. Dimana sumbu X_b menunjukkan arah depan Octocopter, Y_b menunjukkan ke arah kanan dan sumbu Z_b menunjukkan arah naik (*hover*) ke atas positif. Dalam arti positif dari tiga variabel sudut roll (θ_x) , pitch (θ_y) , yaw (θ_z) ditentukan dengan rotasi tangan kanan sumbu x,y,z masing-masing positif.

Secara umum koordinat model Octocopter adalah $q = [x,y,z,\theta_x,\theta_y,\theta_z]^T$ dimana (x,y,z) merupakan posisi pusat masa relatif dari Octocopter terhadap kerangka inersia I dan $(\theta_x,\theta_y,\theta_z)$ merupakan sudut *Euler Roll, Pitch, Yaw* yang mewakili orientasi dari rotor Octocopter. Sistem pengendalian gerak UAV Octocopter memiliki persamaan

gerak 6 *Degree of Freedom* (DoF), seperti ditunjukkan pada gambar 2.16 berikut:

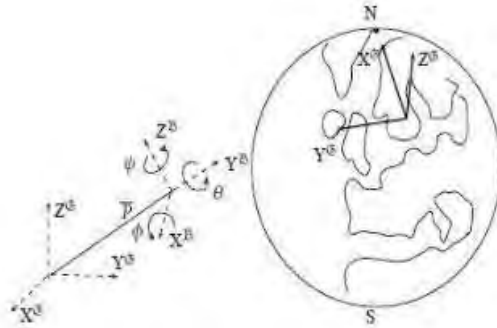


Gambar 2.15. Octocopter dengan Referensi *B-Frame* dan *G-Frame*

2.7.1 Kinematika Octocopter

Variabel X, Y, Z posisi pada *frame* bumi, sedangkan kecepatan $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ pada *frame* badan Octocopter. Hubungan antara posisi dan kecepatan ini terlihat pada persamaan. Pada gambar 2.17 menjelaskan bahwa $P(x,y,z)$ adalah gambaran sistem koordinat *B-Frame* terkait dengan sistem *G-Frame*. Dimana *B-Frame* diputar dengan $(\theta_x, \theta_y, \theta_z)$ dengan hubungan *G-Frame*. Dimana R adalah rotasi *B-Frame* yang berhubungan dengan *G-Frame* yang dinyatakan sebagai berikut

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$



Gambar 2.17. Hubungan sistem koordinat Global *G-Frame* dan koordinat lokal *B-Frame* [12]

Rotasi dengan sumbu Z *Yaw*

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos \theta_z & \sin \theta_z & 0 \\ -\sin \theta_z & \cos \theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Rotasi dengan sumbu Y *Pitch*

$$R_y = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Rotasi dengan sumbu X *Roll*

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Kombinasi dari matrix :

$$R_{xyz} = R(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = R_z(\theta_z) R_y(\theta_y) R_x(\theta_x)$$

$$= \begin{bmatrix} c\theta_y c\theta_z & c\theta_z s\theta_x s\theta_y + c\theta_x s\theta_z & -c\theta_x c\theta_z s\theta_y + s\theta_x s\theta_z \\ -c\theta_y s\theta_z & -s\theta_x s\theta_y s\theta_z + c\theta_x c\theta_z & c\theta_x s\theta_y s\theta_z + s\theta_x s\theta_z \\ s\theta_y & -c\theta_y s\theta_x & c\theta_x c\theta_y \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

$c\theta$ dan $s\theta$ adalah singkatan dari $\cos\theta$ dan $\sin\theta$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta_y c\theta_z & c\theta_z s\theta_x s\theta_y + c\theta_x s\theta_z & -c\theta_x c\theta_z s\theta_y + s\theta_x s\theta_z \\ -c\theta_y s\theta_z & -s\theta_x s\theta_y s\theta_z + c\theta_x c\theta_z & c\theta_x s\theta_y s\theta_z + s\theta_x s\theta_z \\ s\theta_y & -c\theta_y s\theta_x & c\theta_x c\theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = R^{-1} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

2.7.2 Transformasi Kecepatan Angular

Hubungan antara $\dot{\theta}_x$, $\dot{\theta}_y$, dan $\dot{\theta}_z$ dengan p , q , r dimana perubahan sistem koordinat bumi di ubah menjadi sistem koordinat bumi menjadi sistem koordinat *body Octocopter* di tunjukkan pad persamaan berikut:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta_y \\ 0 & c\theta_x & \theta_y \\ 0 & -s\theta_x & s\theta_y c\theta_x \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Sehingga didapatkan persamaan perubahan gerak berdasarkan rotasi Octocopter berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} = E^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

2.7.3 Percepatan Linier Octocopter

Gaya dan momen yang yang ditimbulkan pada Octocopter mengakibatkan pergerakan pada wahana tersebut. Masing-masing gaya dapat diterjemahkan dalam komponen x, y dan z. Pada persamaan Newton-Euler dibawah ini akan didefinisikan semua pengaruh gaya dan momen pada Octocopter. Variable yang digunakan untuk mendesain sistem kendali adalah \dot{V} (kecepatan linier) dan $\dot{\omega}$ (kecepatan angular):

$$\begin{bmatrix} ml_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Variabel kecepatan linier dan angular tersebut digunakan untuk menetapkan orientasi Octocopter pada sistem kendali. Pada hal ini sangat penting untuk menggunakan matrix rotasi dari persamaan (2.21). kita dapat menuliskan gaya gravitasi sebagai berikut:

$$F_g = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta_y \\ \cos \theta_y \sin \theta_x \\ \cos \theta_y \cos \theta_x \end{bmatrix}_{body} \quad (2.28)$$

Penting untuk diingat bahwa gaya yang diambil mengacu pada koordinat frame (*B-Frame*). Bersama dengan gravitasi, gaya yang didefinisikan adalah gaya yang ditimbulkan oleh kombinasi putaran baling-baling. Gaya yang dikombinasikan dengan gaya gravitasi ini dapat digunakan untuk menjabarkan persamaan (2.27) untuk gaya yang bekerja pada *body* dan menentukan percepatan Octocopter dalam bentuk *body fixed frame*

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{Thrust} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \theta_y \\ \cos \theta_y \sin \theta_x \\ \cos \theta_y \cos \theta_x \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{\theta}_y \dot{x} - \dot{\theta}_z \dot{y} \\ \dot{\theta}_y \dot{y} - \dot{\theta}_x \dot{z} \\ \dot{\theta}_y \dot{z} - \dot{\theta}_x \dot{x} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Setelah digabungkan dengan matrix rotasi dan memasukkan gaya motor U_i sehingga didapatkan persamaan sebagai berikut:

$$\ddot{x} = (\cos \theta_x \sin \theta_y \cos \theta_z + \sin \theta_x \sin \theta_z) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.30)$$

$$\ddot{y} = (\cos \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z - \sin \theta_x \cos \theta_z) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.31)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \theta_x \sin \theta_y) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.32)$$

2.7.4 Percepatan Anguler Octocopter

Selanjutnya momen akan ditentukan dengan tujuan mendefinisikan akselerasi pada beberapa variasi sudut. Setiap percepatan sudut ditetapkan pada *B-frame* efek gyroscopic. Persamaan di bawah ini mengilustrasikan *frame gyroscopic effect* pada tiap sudutnya.

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Roll} \quad \dot{\theta}_y \dot{\theta}_z (I_y - I_z) \quad (2.33)$$

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Pitch} \quad \dot{\theta}_x \dot{\theta}_z (I_z - I_x) \quad (2.34)$$

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Yaw} \quad \dot{\theta}_y \dot{\theta}_x (I_x - I_y) \quad (2.35)$$

Momen yang dihasilkan oleh gaya *thrust* motor disebut *Thrust-Induced Moment*, hanya berdampak pada *roll* dan *pitch* saja yaitu,

$$\text{Roll: } l(\Omega_8^2 - \Omega_7^2 + \frac{\sqrt{2}}{2}(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 - \Omega_6^2)) \quad (2.36)$$

$$\text{Pitch: } l(\Omega_2^2 - \Omega_1^2 + \frac{\sqrt{2}}{2}(\Omega_6^2 + \Omega_4^2 - \Omega_3^2 - \Omega_5^2)) \quad (2.37)$$

Sudut *yaw* tidak terdampak oleh *thrust-induced momen* namun masih terdampak oleh variasi kecepatan motor.

$$\text{Yaw: } (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_5^2 - \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2) \quad (2.38)$$

Momen yang terakhir didefinisikan adalah momen sebagai dari putarn baling-baling yang berpengaruh pada efek gyroscopic. Efek ini berdasarkan pada Inersia motor, kecepatan motor, dan perubahan sudut.

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Roll : } J_r \dot{\theta}_y \Omega_r \quad (2.39)$$

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Pitch : } J_r \dot{\theta}_x \Omega_r \quad (2.40)$$

Momen inersia motor yang terjadi pada sumbu z seperti yang terjadi pada efek gyroscopic untuk sumbu x dan y adalah sebagai berikut:

$$\text{Efek Gyroscopic sudut Yaw : } J_r \dot{\Omega}_r \quad (2.41)$$

Setelah memasukkan gaya motor U_i didapatkan percepatan sudut Octocopter sebagai berikut:

$$\ddot{\theta}_x = \dot{\theta}_y \dot{\theta}_z \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta}_y \Omega + \frac{1}{I_x} U_2 \quad (2.42)$$

$$\ddot{\theta}_y = \dot{\theta}_x \dot{\theta}_z \left(\frac{I_x - I_z}{I_y} \right) - \frac{J_r}{I_y} \dot{\theta}_x \Omega + \frac{1}{I_y} U_3 \quad (2.43)$$

$$\ddot{\theta}_z = \dot{\theta}_x \dot{\theta}_y \left(\frac{I_y - I_x}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \quad (2.44)$$

2.7.5. Momen Torsi dan Gaya Angkat Octocopter

Torsi yang diberikan pada badan Octocopter di sepanjang sumbu adalah selisih antara torsi yang dihasilkan oleh tiap propeller dari sumbu lainnya. Pada sistem yang terdapat pada persamaan (2.30), (2.31), (2.32), (2.44), (2.43), dan (2.44), input sistem U_1, U_2, U_3, U_4 dan Ω adalah input, mendapatkan persamaan matematika sebagai berikut:

$$\tau = \begin{pmatrix} lb(\Omega_8^2 - \Omega_7^2 + \frac{\sqrt{2}}{2}(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 - \Omega_6^2)) \\ lb(\Omega_2^2 - \Omega_1^2 + \frac{\sqrt{2}}{2}(\Omega_6^2 + \Omega_4^2 - \Omega_3^2 - \Omega_5^2)) \\ d(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_5^2 - \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2) \end{pmatrix} \quad (2.45)$$

$$U_1 (thrust) = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2) \quad (2.46)$$

$$U_2(roll) = b(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_3^2 + \Omega_8^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_4^2) - b(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_5^2 + \Omega_7^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_6^2) \quad (2.47)$$

$$U_3(pitch) = b(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_4^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_6^2) - b(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_3^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_5^2) \quad (2.48)$$

$$U_4(yaw) = d(\Omega_8^2 - \Omega_4^2 + \Omega_2^2 - \Omega_6^2 + \Omega_7^2 - \Omega_5^2 + \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (2.49)$$

$$\Omega_{total} = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6 + \Omega_7 + \Omega_8 \quad (2.50)$$

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 3

METODOLOGI

3.1 Metodologi Tugas Akhir

Penelitian ini dimulai dengan mendesain octocopter menggunakan software SOLIDWORK. Software tersebut dapat memudahkan dalam mencari parameter-parameter pendukung untuk analisis struktur dan kendali octocopter. Pendekatan dilakukan dengan perbandingan benda asli yakni pada dimensi, volume, dan massa. Selanjutnya dilakukan desain detail untuk mekanisme elektrik dari wahana ini. Kemudian menggunakan metode elemen hingga untuk menganalisa apakah tegangan yang terjadi pada wahana tidak melebihi tegangan izin.

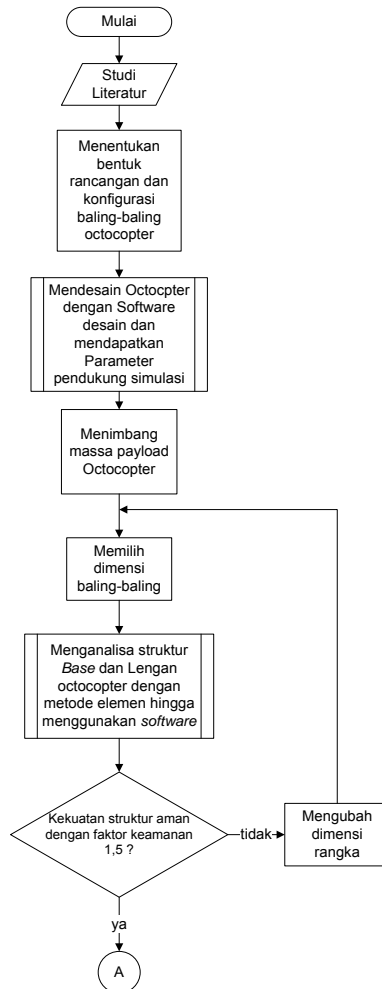
Adapun metode penelitian secara umum adalah sebagai berikut:

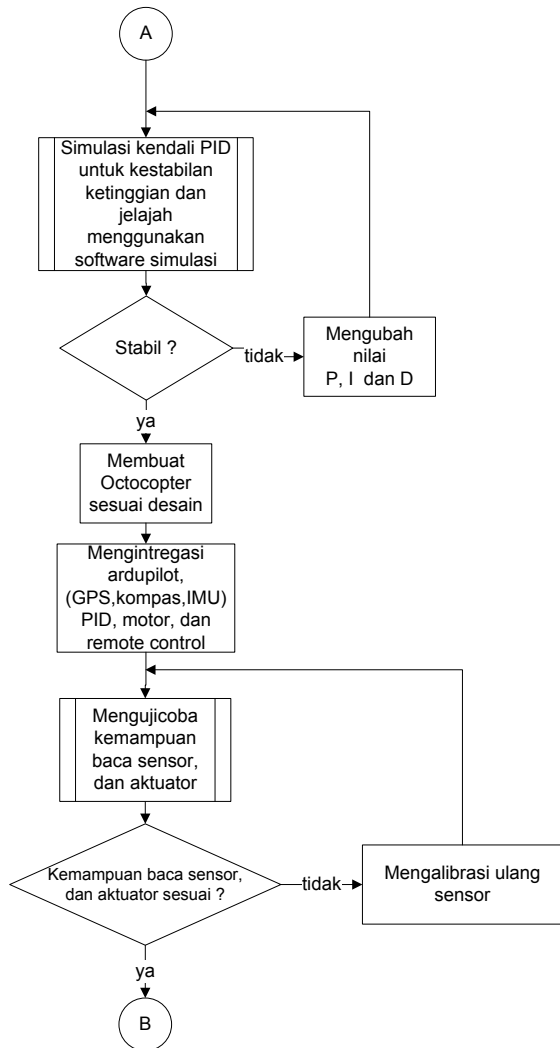
1. Melakukan studi literatur berdasarkan jurnal mengenai UAV Multirotor dan Jurnal mengenai *Octocopter* serta penelitian-sebelumnya.
2. Membuat model *Octocopter* menggunakan software SOLIDWORK. Kemudian dapat digunakan untuk mendapatkan parameter-parameter pendukung simulasi.
3. Memilih baling-baling (*propeller*) yang sesuai.
4. Menganalisa struktur *Octocopter* dengan elemen hingga menggunakan software SOLIDWORK.
5. Menganalisa kestabilan ketinggian tetap dengan MATLAB.
6. Membuat *Octopoter* sesuai rancangan.
7. Mengintegrasikan rangkaian elektronik *Ardupilot* dengan motor dan *remote control*.

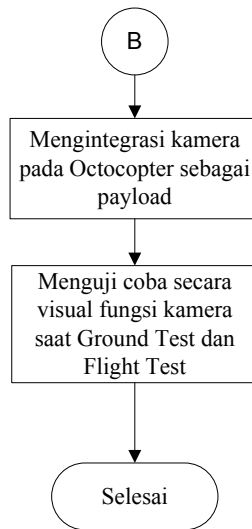
8. Mengujicoba kemampuan baca sensor, kemampuan pengambilan gambar oleh kamera dan respon dari aktuator.
9. Mengintegrasikan komponen mekanik dan elektronik.
10. Melakukan ujicoba kemampuan terbang dan stabil *Octocopter* tanpa kamera.
11. Melakukan ujicoba pengambilan gambar dengan kamera.
12. Mengambil kesimpulan berdasarkan penelitian yang telah dilakukan.

3.2 Diagram Alir Tugas Akhir

Dalam Tugas Akhir ini akan dilakukan metodologi sesuai diagram alir pada gambar 3.1 berikut:





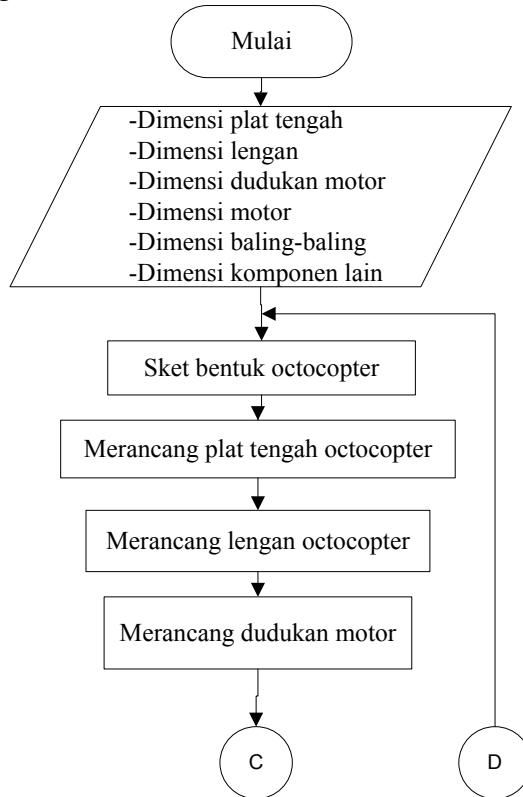


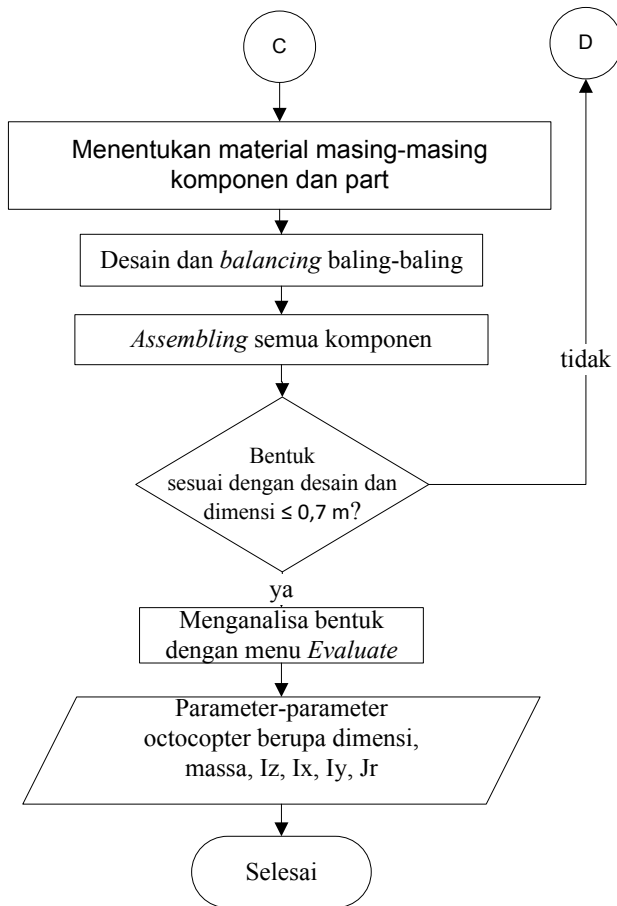
Gambar 3.1. Diagram Alir Penelitian Secara Umum

Pada diagram alir di atas terlihat bahwa akan dilakukan beberapa langkah-langkah yang didalamnya terdapat *subflowchart*. Agar lebih jelas maka Subflowchart tersebut akan dijabarkan pada gambar-gambar di bawah ini

3.3 Diagram Alir Desain 3D Octocopter

Pada tahap awal metodologi Tugas Akhir akan dilakukan desain 3D Octocopter menggunakan software *Solidwork 2012* dengan langkah-langkah yang dapat dilihat pada diagram alir berikut :





Gambar 3.2 Diagram Alir Desain 3D *Octocopter*

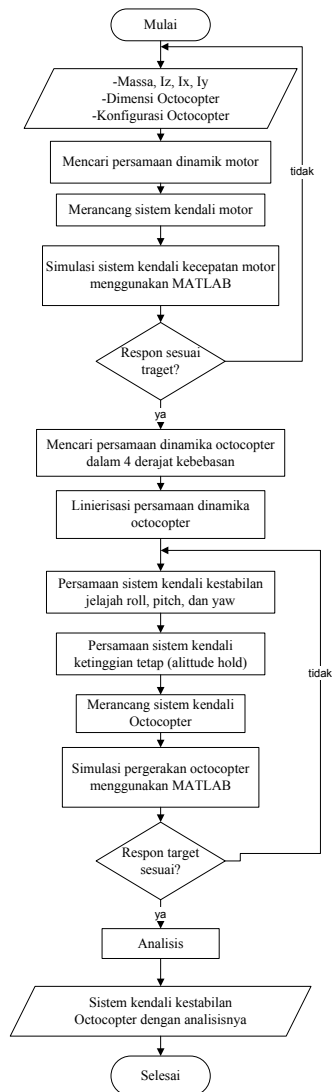
3.4 Metodologi Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap

Langkah–langkah dalam analisis kestabilan jelajah (*stabilize*) dan ketinggian tetap (*altitude hold*) adalah:

1. Mencari persamaan dinamik motor yang digunakan untuk memutar *propeller* dan menghasilkan gaya dorong.
2. Merancang sistem kendali kecepatan motor.
3. Melakukan simulasi kecepatan putar motor.
4. Analisa hasil respon dari sistem kendali kecepatan motor untuk kemudian digabungkan dengan sistem kendali dinamika *Octocopter*.
5. Mencari persamaan dinamika octocopter dalam 4 derajat kebebasan (roll, pitch, yaw dan translasi sumbu z)
6. Melakukan linierisasi persamaan dinamika octocopter.
7. Mendapatkan persamaan sistem kendali kestabilan jelajah (*stabilize*)
8. Mendapatkan persamaan sistem kendali ketinggian tetap (*altitude hold*)
9. Mensimulasikan pergerakan octocopter dengan MATLAB-Simulink menggabungkan antara sistem kendali orientasi *pitch*, *roll*, *yaw* dan ketinggian (translasi sumbu z) dengan sistem kendali dari dinamika octocopter dalam sistem *closed-loop*.
10. Menganalisa hasil yang didapatkan dari nilai respon sistem kendali.
11. Menarik kesimpulan dari hasil analisis dan simulasi

3.5 Diagram Alir Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap

Simulasi kestabilan akan dilakukan melalui tahap-tahap seperti diagram alir pada gambar 3.4 di bawah ini:



Gambar 3.3.Diagram alir Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap

3.6 Komponen Octocopter

3.6.1 Modul Ardupilot Mega (APM) dan Telemetri Xbee

Ardupilot Mega adalah produk yang dikembangkan oleh Chris Anderson dan Jordi Munoz dari DIY Drones. Modul ini berbasis *open-source* paling berkembang untuk autopilot. Baik autopilot untuk pesawat (ArduPlane), Multicopter (ArduCopter) dan kendaraan darat (ArduRover).

Modul ini menggunakan mikrokontroler Arduino yang populer di bidang instrumentasi. Maka dari itu Multicopter yang menggunakan modul ini disebut Arducopter. Modul ini memiliki prosesor Atmel ATmega2560 8bit seperti pada gambar 3.4 dan softwarenya memiliki pemrograman sendiri. Selain itu wahana octocopter juga menggunakan telemetry modul Xbee seperti ditunjukkan pada gambar 3.5 di bawah ini:



Gambar 3.4
Ardupilot Mega 2.5 [2]



Gambar 3.5
Telemetri 2 arah Xbee [2]

Ardupilot Mega (APM) memiliki spesifikasi sebagai berikut:

- 8 channel input & output
- IMU (Internal Measurement Unit)
- 3 axis gyro-accelerometer
- Sensor tekanan (barometer)
- *Built-in* Flight record
- *Arduino programmable*
- *Built-in* relay
- Komunikasi dua arah (dengan modul Xbee)
- Mendukung GPS
- Mendukung Magnetometer
- *Open-Source*

3.6.2 Proppeler / Baling-baling

Baling-baling merupakan komponen pengonversi kecepatan angular motor dc brushless menjadi gaya angkat (thrust). Menurut arah putarannya, baling baling dibedakan menjadi dua jenis yaitu baling-baling Clock-Wise (CW) dan Counter-Clock Wise (CCW). Pada Octocopter ini akan digunakan baling-baling berbahan plastik merk DJI dengan diameter 24 cm dan pitch 11° seperti gambar 3.6 berikut:



Gambar 3.6 Baling-baling DJI CW dan CCW [2]

3.6.3 Motor DC *Brushless*

Motor DC brushless adalah motor yang dialiri arus searah (*Direct Current/DC*) dan memiliki sistem komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (*brushes*). Hubungan arus-torsi dan frekuensi-kecepatan dari motor DC *brushless* adalah linier. Motor DC brushless yang akan digunakan adalah motor DC DJI 920 KV seperti pada gambar 3.7.



Gambar 3.7 Motor elektrik DC *DJI* [2]

3.6.4 *Electronic Speed Control (ESC)*

Kendali kecepatan elektronik (*Electronic speed controller/ESC*) adalah sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. *ESC* menginterpretasikan informasi bagaimana memvariasikan kecepatan *switch* dari transistor yang menyebabkan motor mengeluarkan suara dengan *pitch* tinggi, khususnya dapat didengar saat kecepatan rendah. Hal ini dapat memungkinkan variasi kecepatan motor lebih halus dan tepat dengan efisiensi tinggi daripada tipe mekanis. *ESC* yang digunakan adalah *ESC DJI E300* seperti pada gambar 3.8 berikut:



Gambar 3.8 *Electronic Speed Controller DJI E300 30A [2]*

3.6.5 Kendali Jarak jauh (*Radio Control*)

Merupakan sistem pengendalian jarak jauh dengan gelombang radio berfrekuensi 2,4 GigaHertz. *Radio Control* ini biasa digunakan untuk aeromodelling (pesawat terbang dan helikopter. Sistem pengendalian jarak jauh dengan menggunakan *Remote Control* terdiri dari 2 unit, pengirim (*transmitter*) dan penerima (*receiver*) dan memiliki 9 jalur (channel) Seperti gambar 3.9 berikut:



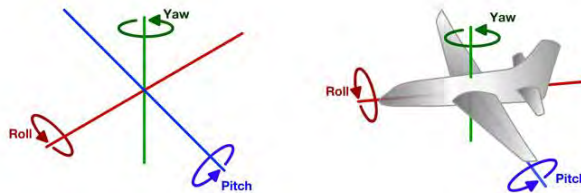
Gambar 3.9 Radio Control Futaba [2]

3.7 Sensor

3.7.1 Inertial Measurement Unit

Unit pengukur inersia (Inertial Measurement Unit/IMU) adalah peralatan elektronik yang mengukur dan melaporkan kecepatan, orientasi dan gaya gravitasi dari sebuah wahana. Menggunakan kombinasi satu/lebih

accelerometer dan giroskop. IMU biasanya digunakan dalam manuver pesawat terbang, termasuk pesawat terbang tanpa awak, dan pesawat luar angkasa, termasuk pesawat ulang alik, satelit, modul pendaratan. IMU adalah komponen utama untuk sistem navigasi inersia (Inertial Navigation Systems/INS) digunakan dalam wahana udara, luar angkasa, air dan rudal. Dalam kemampuan, data yang diambil oleh IMU memungkinkan komputer untuk menelusuri posisi wahana, menggunakan sebuah metode yang dikenal dengan dead reckoning. Pada gambar 3.10 diperlihatkan derajat kebebasan wahana



Gambar 3.10 Pergerakan derajat kebebasan pada Pesawat Terbang [4]

- ***Accelerometer***

Untuk mendeteksi jumlah akselerasi/percepatan, kecepatan dan jarak yang ditempuh, dapat digunakan sistem berbasis *accelerometer*. Basis dari seluruh *accelerometer* adalah pengaruh percepatan dari sebuah massa yang menghasilkan gaya, sesuai persamaan $F = M \cdot a$ dimana F adalah gaya dengan satuan newton, M adalah massa dalam kilogram dan a adalah percepatan dalam satuan m/s^2 . Penggunaan massa sering disebut massa inersia.

•Giroskop

Giroskop adalah peralatan untuk mengukur atau menjaga orientasi, berdasarkan prinsip dari momentum angular. Pada intinya, sebuah giroskop mekanis adalah roda atau piringan yang berputar pada sumbunya secara bebas mendapatkan orientasi apapun. Walaupun orientasi ini tidak selamanya tetap, namun berubah terhadap respon, lebih sedikit dari torsi eksternal dalam arah yang berbeda. Hal tersebut disebabkan karena momentum angular yang besar. Momentum angular yang besar disebabkan karena kecepatan putar piringan tinggi dan momen inersia. Karena torsi eksternal telah diminimalisir oleh pemasangan pada *gimbal*, orientasinya hampir tetap, tidak terpengaruh oleh gerakan dari luar dimana itu dipasangkan. Gambar 3.11 merupakan gambaran giroskop mekanis



Gambar 3.11 Giroskop mekanis [4]

3.7.2 Kompas Digital (*Magnetometer*)

Kompas menggunakan efek medan magnet Bumi yang mempengaruhi jarum magnet yang bebas sehingga jarum dapat menunjukkan arah garis medan, yakni arah kutub magnet utara dan selatan. Kutub magnet utara Bumi tidak tepat berada di kutub utara secara geografis, atau pada garis putarnya. Setiap arah yang didapat dari bentuk magnetik, maka harus

dikoreksi untuk ketepatan penunjukkan utara/selatan. Pada wahana octocopter akan menggunakan magnetometer HMC5883L seperti pada gambar 3.12 berikut



Gambar 3.12 HMC5883L - *Triple Axis Magnetometer* [2]

3.7.3 Global Positioning System (GPS)

Gps adalah sistem navigasi berbasis sistem satelit yang menyediakan informasi lokasi dan waktu. Navigasi *GPS* terbentuk dari garis pandang empat satelit atau lebih.

Navigasi GPS memiliki tingkat error ± 5 meter terhadap posisi aktual, dan tidak bertambah sepanjang waktu. Jika dibandingkan dengan navigasi inersial (*dead reckoning*), yang tingkat error-nya bertambah seiring bertambahnya waktu, untuk jarak jauh navigasi GPS lebih baik karena tingkat error tidak bertambah. Namun untuk waktu operasi singkat, navigasi inersial masih lebih baik. Pada octocopter ini akan digunakan kompas MediaTek MT3329 GPS 10Hz seperti gambar 3.13 berikut:



Gambar 3.13 MediaTek MT3329 GPS 10Hz + Adapter Basic [2]

3.8 Pengkabelan Ardupilot Mega 2.6

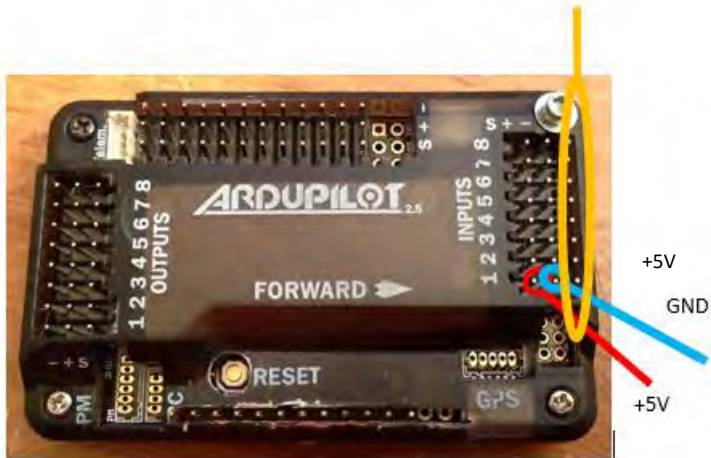
Wahana *Octocopter* minimal membutuhkan 8 *slot channel* pada APM (Ardupilot Mega) untuk dapat terbang, namun hanya dengan satu mode yaitu mode manual. Jika ingin menambah mode yang lain, seperti *in-flight tuning*, *autonomous mode*, *camera pitch*, *camera roll*, dan *camera yaw* maka dibutuhkan minimal 13 *channel*. APM seri 2.5 memiliki 12 *pin* tambahan yang dilengkapi *pin* GND dan +5V seperti ditunjukkan pada gambar 3.14. sekaligus menjadi *input* power APM yang didapat dari BEC baterai.



Gambar 3.14. Pin tambahan dan power untuk APM [2]

Untuk memberikan perintah kepada 8 motor *octocopter*, dibutuhkan 8 *pininput* seperti ditunjukkan pada gambar 3.15 berikut:

Input signal dari 8 channel dari receiver



Gambar 3.15. Pin kabel signal *input* dari receiver [2]

8 *pin output* APM dapat dilihat pada gambar 3.16. di bawah ini. Pin-pin tersebut akan disambungkan dengan ESC.

8 pinoutput signal APM



Gambar 3.16 Pin kabel signal output dari receiver [2]

Untuk dapat berinteraksi secara *online* terdapat *pin* modul Telemetri dan modul GPS seperti terlihat pada gambar 3.17 berikut:



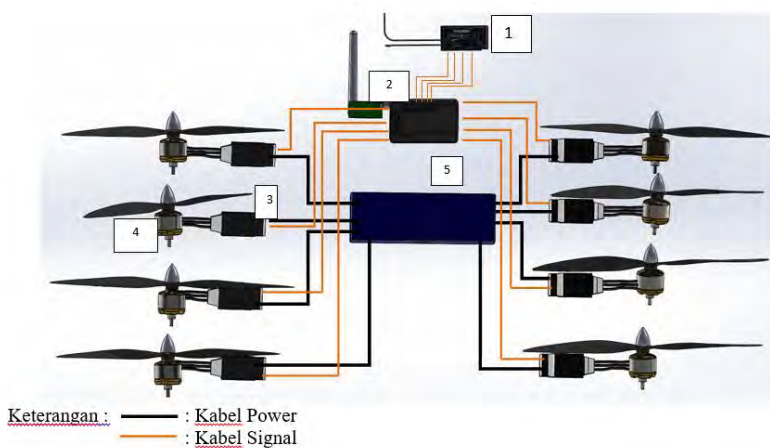
Pin Telemetri

Pin GPS

Gambar 3.17 Lokasi *pin* Telemetri dan GPS [2]

Pada gambar 3.18 ditampilkan wiring diagram Octocopter. Sinyal yang ditransmisikan oleh Radio Control

diterima oleh *Receiver* (1) yang berfungsi mengubah dari gelombang radio menjadi perintah digital. Kemudian diteruskan menuju *Controller* (2) yang mengubah sinyal digital menjadi sinyal PWM (Pulse With Modulus) untuk selanjutnya dapat mengatur kecepatan *Brushless Motor* (4) melalui *ESC* (3) yang berfungsi sebagai *driver motor*. Motor Brushless mendapatkan tegangan listrik dari Battery Lippo (5).



Gambar 3.18. Wiring Diagram Octocopter

3.9 Diagram Hubungan antar Komponen *Octocopter*

Pengintegrasian komponen-komponen mekanik dan elektronik *octocopter* yang akan dilakukan bertujuan untuk mendapatkan hubungan antar komponen yang dapat dilihat pada lampiran 1.1.

BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini akan disajikan proses perancangan UAV *Octocopter* yang terdiri dari beberapa pembahasan meliputi:

- Perancangan UAV *Octocopter*
- Material Penyusun Rangka UAV *Octocopter*
- Simulasi Struktur Rangka *Octocopter* Menggunakan Metode Elemen Hingga
- Proses Manufaktur *Octocopter*
- Analisis Kestabilan Manuver *Octocopter*

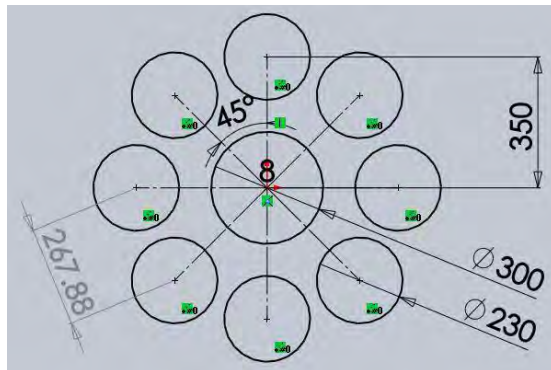
4.1 Perancangan UAV *Octocopter*

Perancangan UAV *Octocopter* pada Tugas Akhir (TA) ini menggunakan salah satu dari *software* desain yaitu Solidworks. Solidworks adalah salah satu CAD (*Computer Aided Design*) *software* yang digunakan untuk merancang part permesinan atau susunan part permesinan berupa *assembling* dengan tampilan 3D sebelum part sebenarnya dibuat, atau tampilan 2D (*Drawing*) untuk gambar proses permesinan. Kelebihan menggunakan *software* desain Solidwork sebagai berikut:

- Memperoleh gambaran bentuk virtual 3 Dimensi *Octocopter*
- Mempermudah perencanaan dalam proses manufaktur pembuatan UAV *Octocopter*
- Mengetahui material dibutuhkan dan jumlahnya.

- Mendapatkan parameter-parameter pendukung analisis struktur dan simulasi kestabilan dengan MATLAB *Simulink*

Penentuan disain pesawat *Octocopter* diawali dengan gambar sket 2 dimensi untuk menentukan dimensi yang diinginkan. Dimensi pesawat *Octocopter* didisain memiliki panjang lengan *motor to motor* 700 mm, *main base* berdiameter 300 mm, sudut antar lengan 45° , dan diameter baling-baling 230 mm seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.1 berikut ini.



Gambar 4.1 Sket Desain *Octocopter*

4.2 Material Penyusun Kerangka dan Komponen Elektronik *Octocopter*

4.2.1 Material Penyusun *Octocopter*

Perancangan kerangka pesawat *Octocopter* terdiri dari beberapa jenis material penyusun. Material utama penyusun kerangka pesawat *Octocopter* tersebut diantaranya Aluminium 6061-T6 sebagai material penyusun kedelapan lengan pesawat *Octocopter*, Acrylic dengan ketebalan 3mm dan 5 mm sebagai material

penyusun *main base* dan dudukan motor pada pesawat *Octocopter*, serta Baja dan Nylon sebagai material penyusun mur, baut, ring, dan spacer. Data *sheet* material penyusun yang digunakan tersebut dapat ditabelkan pada table 4.1 berikut:

Tabel 4.1 Daftar Material Penyusun Kerangka *Octocopter*

No	Nama Material	Massa Jenis (Kg/m ³)	Kekuatan Yield (MPa)
1	Alumunium 6061-T6	2710	241
2	Acrylic	1180	69
3	Baja (Mur-Baut-Ring)	7860	640 (JIS)
4	Nylon	1150	-

Selain material yang telah disebutkan pada Table 4.1 beberapa material penyusun seperti kertas, kabel, *double tip*, dan selotip bening diabaikan.

4.2.2 Komponen Elektronik *Octocopter*

Komponen elektronik yang digunakan pada pesawat *Octocopter* terdiri dari berbagai macam seperti *Controller* yang menggunakan Ardu Pilot Mega (APM), motor DC *Brushless* yang terintegrasi dengan baling-baling dengan 2 bilah, *receiver*, baterai dan lain sebagainya. Komponen tersebut tentunya memiliki massa yang harus diukur agar diperoleh massa total pada pesawat. Pada Tabel 4.2 berikut ini ditampilkan beberapa komponen hasil penimbangan yang telah dilakukan.

Tabel 4.2 Massa Komponen *Octocopter*

No	Nama	Jumlah	Massa (gram)	Massa Total (gram)
1	Ardu Pilot Mega 2.6	1	31	31
2	Electronic Speed Control 1.5 Ampere	8	20	160
3	Motor Brushless 920 kv	8	50	400
4	Propeller	8	9.6	76.8
5	Kabel AWG	4	2.50	50
6	Receiver RC Turnigy	1	8.51	8.51
7	Baterai 3 cell	1	415	415
8	GPS	1	17	17
Total				1583.31

4.2.3 Hasil Analisis Perhitungan Gaya-Gaya yang Bekerja pada *Octocopter*

Perhitungan gaya-gaya pada pesawat *Octocopter* bertujuan untuk mengetahui dan memastikan bahwa pesawat ini dapat terbang dengan asumsi putaran rpm pada motor maksimum. Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat *Octocopter* adalah *gayathrust* yang dihasilkan oleh putaran baling-baling dari motor *Brushless* dari ke enam lengan pesawat. Selain itu terdapat gaya berat yang diperoleh dari massa total pada pesawat *Octocopter* yang dikalikan dengan percepatan gravitasi bumi. Perhitungan besarnya gaya thrust pada pesawat dapat dijadikan landasan dalam pemilihan spek motor maupun dimensi *propeller* yang dibutuhkan.

Secara matematis, perumusan dalam menentukan gaya *thrust* pada pesawat *Octocopter* ditunjukkan pada persamaan (4.1) dan (4.2). C_t merupakan *Coefficient of thrust*, yang didapatkan dari tabel empiris UIUC *Applied Aerodynamic Group*, dengan rpm maksimum sebesar 6700, maka diperoleh $C_t = 167,46$. Massa setiap satuan volume benda (udara) atau ρ_{ud} adalah 1.2 kg/m^3 dengan

asumsi pada temperature 27° Celcius dan phi sebesar 3,14. Sedangkan kecepatan sudut diperoleh dari rpm maksimum dari motor (6700 rpm) yang dikonversikan kedalam rps sehingga diperoleh $\omega = 112 \text{ rad/sec}$ dan jari-jari *blade* pada *propeller* sebesar 0.1175 m. Berdasarkan besaran dari parameter diatas, maka besarnya gaya thrust adalah $F_t = 1.583 \text{ Newton}$

$$F_t(\omega) = C_t \cdot \rho \cdot A \cdot r^2 \cdot \omega^2 \quad (4.1)$$

atau

$$F_t(\omega) = C_t \cdot \rho \cdot \pi \cdot r^4 \cdot \omega^2 \quad (4.2)$$

4.2.4 Pemilihan BLDC Motor dan Propeller

Pemilihan motor pada pesawat *Octocopter* berdasarkan perhitungan analisis gaya-gaya yang telah dibahas pada sub bab sebelumnya. Setelah dilakukan analisis perhitungan gaya *thrust* yang dibutuhkan oleh pesawat *Octocopter* sebesar 1.583 Newton. Oleh karena itu, dalam memilih spek motor *brushless* harus memiliki gaya angkat yang lebih besar dari pada 1,583 Newton..

Sedangkan pemilihan *propeller* pada pesawat *Octocopter* mengikuti spek motor yang telah dipilih (satu set). Dimensi panjang *blade* pada *propeller* menjadi pertimbangan berdasarkan desain yang telah dibuat dengan ketersediaan barang dipasaran sehingga mudah didapatkan. Dalam hal ini, penulis memilih menggunakan *propeller* dengan dua *blade* yang memiliki diameter panjang sebesar 9 inchi atau 22.86 cm. Pada table UIUC, terlihat bahwa propeller dengan dimensi 9 inchi memiliki

putaran maksimal 6700 rpm dan memiliki koefisien thrust sebesar 167,467.

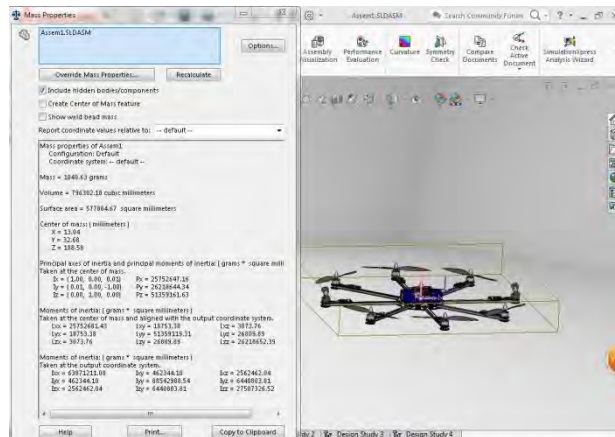
4.3 Hasil Permodelan *Octocopter* dengan Software Solid Work

Berdasarkan sket desain yang telah dibuat, maka dibuatlah desain pesawat *Octocopter* dalam bentuk 3D dengan menggunakan *software* Solid Work 2012. Proses pembuatan desain tersebut dilakukan per part seperti *propeller*, motor,udukan motor, yang kemudian diassembling sehingga dihasilkan bentuk virtual *Octocopter* seperti pada gambar 4.2 dibawah ini.

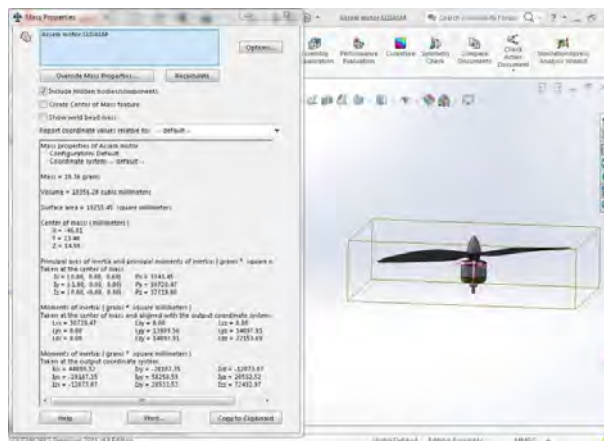


Gambar 4.2 Pesawat *Octocopter* 3D

Dari gambar 3D yang telah dibuat dengan Solid Work ini, dapat diketahui parameter berupa inersia *body* maupun inersia pada motor (Gambar 4.3 dan Gambar 4.4) yang dibutuhkan pada saat melakukan simulasi dengan MATLAB *Simulink*. Parameter tersebut pada saat menganalisa kestabilan pergerakan *pitch*, *roll*, *yaw* dan *altitude hold* pada pesawat *Octocopter*.



Gambar 4.3 Mendapatkan Nilai Inersia Body Menggunakan Solidwork



Gambar 4.4 Mendapatkan Nilai Inersia Motor dengan Solid Work

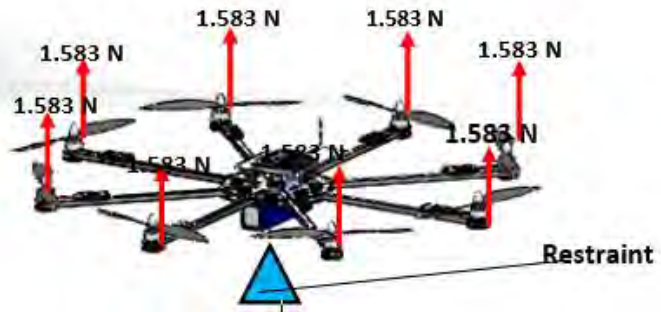
Demi mempermudah dalam pengambilan data pada saat simulasi dengan MATLAB *Simulink* maka beberapa parameter yang telah diperoleh dari *software* SOLIDWORK ditabelkan seperti yang tampak pada Tabel 4.3 berikut ini.

Tabel 4.3 Hasil Permodelan dengan *Software* Solidwork

No.	Properties	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	1.25	Kg
2	Lengan (l)	0.325	Meter
3	Ix	0.026	Kg.m ²
4	Iy	0.026	Kg.m ²
5	Iz	0.051	Kg.m ²
6	Jr	3.0720×10^{-5}	Kg.m ²

4.4 Simulasi Struktur Kerangka *Octocopter* Menggunakan Metode Elemen Hingga

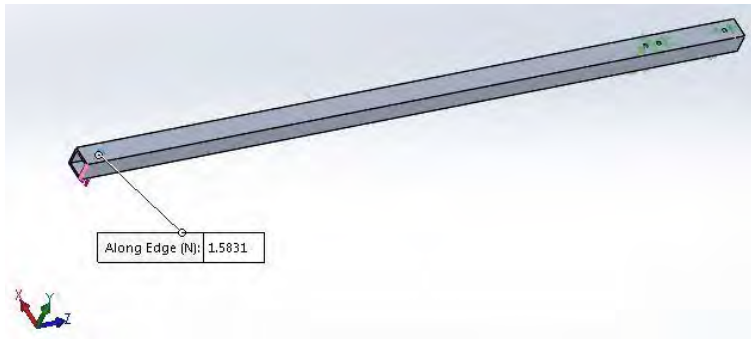
Pada simulasi struktur kerangka *Octocopter* ini bagian utama yang akan di analisis dengan *software* Solidwork dengan menggunakan metode elemen hingga adalah lengan dari *Octocopter* tersebut. Dalam simulasi ini *center of gravity* dari pesawat *Octocopter* diasumsikan berada di tengah kemudian motor diaktifkan dengan putaran maksimum.. Analisis yang dilakukan hanya gaya-gaya statis seperti Gambar 4.5



Gambar 4.5 Diagram benda bebas untuk simulasi struktur *Octocopter*

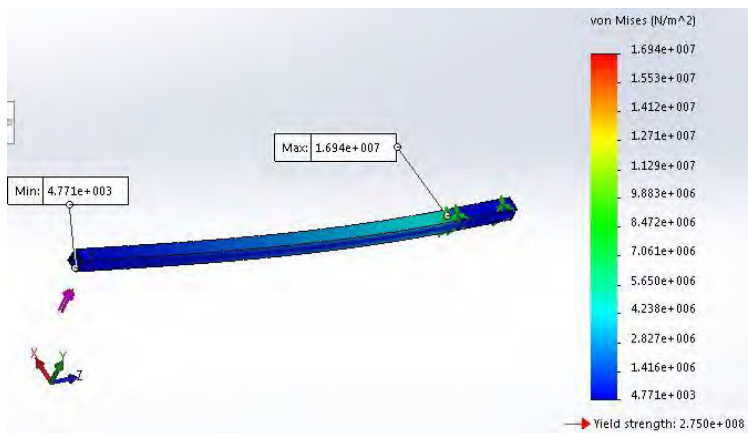
4.4.1 Analisis Struktur pada Lengan *Octocopter*

Langkah pertama dalam menganalisis struktur pada lengan *Octocopter* ini adalah menggambarkan diagram benda bebasnya pada *software* Solidwork seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.6. Besarnya gaya *thrust* sebesar 1.583 Newton. *Restrain* atau penahan berupa pasangan mur-baut-ring dan gaya terdistribusi berasal dari pasangan motor-*propeller*. Kemudian disimulasikan sehingga menghasilkan data berupa *stress* ekuivalen dan total *displacement* seperti pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.9 sebagai berikut.

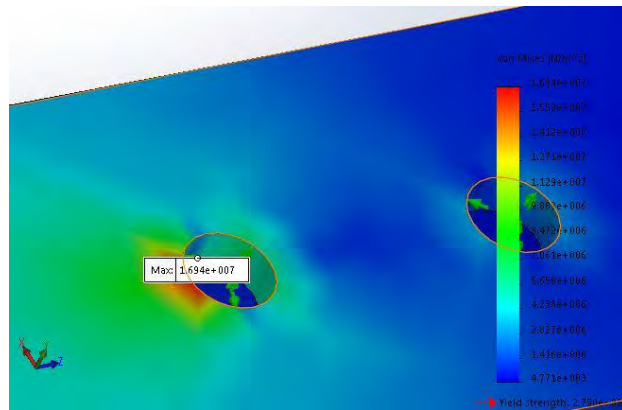


Gambar 4.6 Diagram Benda Bebas pada Lengan *Octocopter*

Pada Gambar 4.6 diketahui bahwa *equivalen stress* maksimum sebesar 16,94 MPa terjadi pada sekitar lubang baut yang dicekam oleh *main base/ plat* tengah. Gambar 4.8 merupakan perbesaran lengan *Octocopter* untuk menunjukkan lokasi terjadinya tegangan maksimal

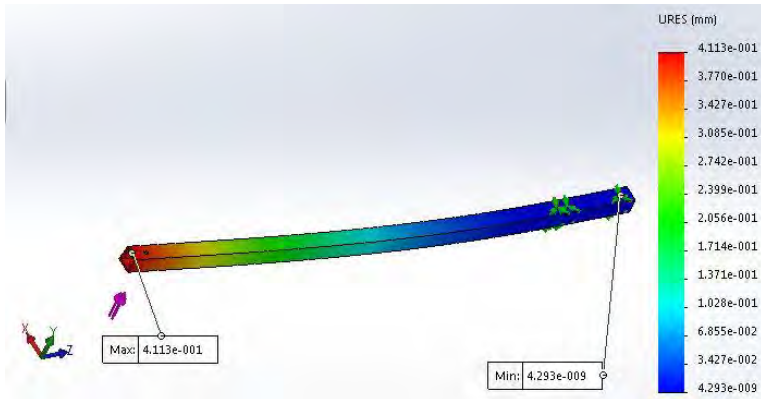


Gambar 4.7 *Equivalent Stress* pada Lengan *Octocopter*



Gambar 4.8 Posisi tegangan maksimum pada lengan *Octocopter*

Sedangkan total *displacement* maksimum sebesar 0,4113 mm terjadi pada ujung lengan tempat terjadinya gaya *thrust* yang diakibatkan oleh putaran motor-*propeller* seperti ditunjukkan oleh Gambar 4.9 berikut. Defleksi terbesar terjadi di ujung batang dimana letak gaya *thrust* dari putaran baling-baling bekerja karena pada bagian pangkal batang aluminium diberi baut sebagai pengikat dan akrilik sebagai tumpuan sehingga bagian pangkal dianggap tetap (*fixed*).



Gambar 4.9 *Displacement* pada Lengan *Octocopter*

Untuk validasi apakah material aluminium cukup kuat untuk menahan beban tersebut, diperlukan perhitungan dengan mempertimbangkan faktor keamanan. Faktor keamanan yang digunakan dalam analisis memenuhi 1.5

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises}$$

$$FS = \frac{241\ MPa}{16,94\ MPa} = 14,23$$

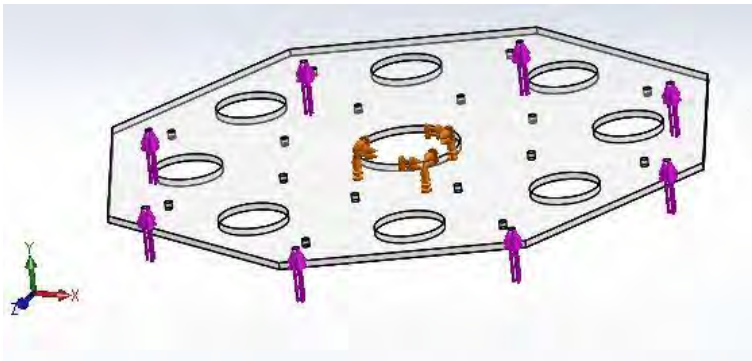
Karena FS (*Factor Savety*) dari hasil perhitungan lebih besar daripada faktor keamanan 1.5, maka bahan aluminium 6061-T6 telah memenuhi syarat kekuatan struktur sehingga aman untuk digunakan.

Titik pada pangkal lengan mengalami tegangan terbesar dikarenakan pada titik tersebut menerima gaya linier langsung dari motor dan momen bending dari motor-

lengan. Agar tegangan pada titik tersebut berkurang, perlu pemasangan papan/luasan sehingga gaya pada daerah tersebut terbagi merata pada luasan yang menahannya. Atau mengurangi panjang lengan *Octocopter* sehingga momen bending berkurang.

4.4.2 Analisis Struktur pada Plat Tengah *Octocopter*

Berikutnya adalah analisis struktur *main base* atau plat tengah *Octocopter*. Dengan melakukan hal yang sama seperti lengan *Octocopter*, yaitu menentukan dahulu diagram benda bebas yang terjadi pada *main base* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.10 berikut.

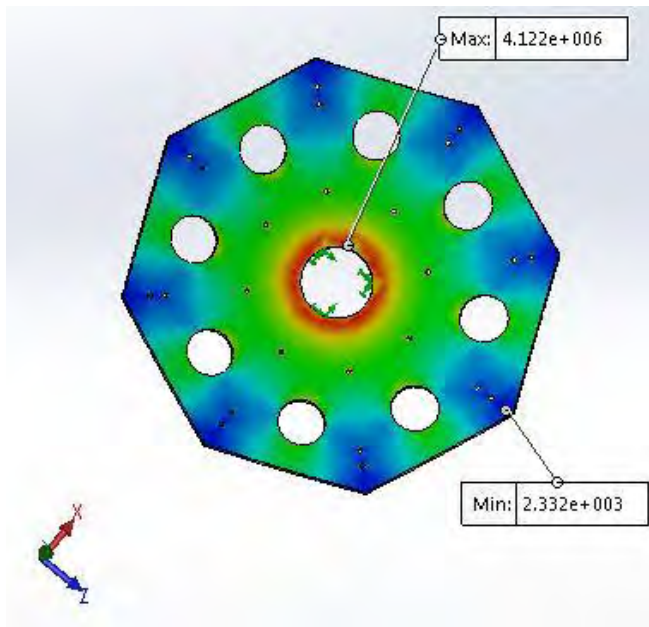


Gambar 4.10 Diagram benda bebas plat tengah

Terdapat dua gaya yang diterima oleh plat, yang pertama adalah gaya dari kedelapan motor searah vertikal dengan besar $8 \times 1,583$ Newton. Gaya diletakkan pada lubang tempat sambungan baut-mur berada dengan merata. Kemudian yang kedua adalah momen bending yang besarnya adalah $1,583 \text{ N} \times 0,29 \text{ m} = 0,46 \text{ Nm}$. Gaya-

gaya tersebut dimasukkan kedalam *software* dan disimulasikan.

Setelah itu, akan dilakukan analisa *stress equivalen* dan *displacement* pada plat. Hasil simulasi dengan menggunakan *software* Solidwork ditunjukkan oleh Gambar 4.11 dan 4.12 berikut.

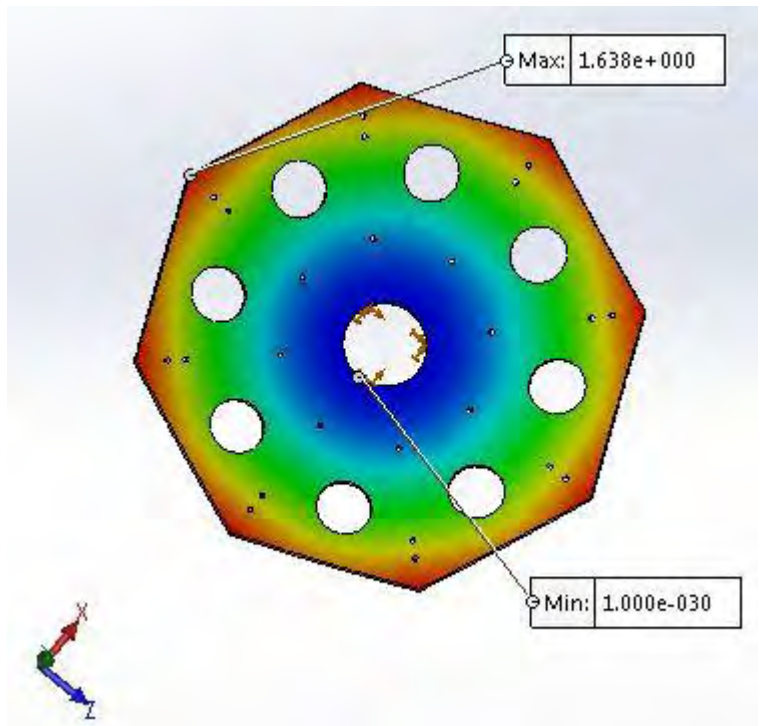


Gambar 4.11 *Equivalent Stress* pada plat tengah

Dari Gambar 4.11, didapatkan tegangan maksimum sebesar 41,22 MPa yang terjadi di bagian tengah plat. Hal ini terjadi karena adanya konsentrasi tegangan dan beban yang diterima oleh plat tengah

diasumsikan terletak pada bagian tengah dari plat sehingga tegangan terbesar terletak pada bagian tengah plat.

Sedangkan total *displacement* maksimum sebesar 1,638 mm terjadi bagian tepi plat. Hal ini disebabkan oleh momen yang terjadi karena gaya *thrust* baling-baling dikalikan lengan *Octocopter* seperti ditunjukkan pada Gambar 4.12 berikut.



Gambar 4.12 *Displacement* pada plat tengah *Octocopter*

Untuk validasi apakah material aluminium cukup kuat untuk menahan beban tersebut, diperlukan perhitungan dengan mempertimbangkan faktor keamanan. Faktor keamanan yang digunakan dalam analisis ini adalah bernilai 1.5

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises}$$

$$FS = \frac{69\ MPa}{41,22\ MPa} = 1,67$$

Karena FS (*Factor Savety*) dari hasil perhitungan lebih besar daripada faktor keamanan 1.5, maka bahan *Acrylic* telah memenuhi syarat kekuatan struktur sehingga aman untuk digunakan.

Dari simulasi lengan dan plat, *displacement* yang terjadi pada poros motor adalah $(0,4113 + 1,68)\text{ mm} = 2,085\text{ mm}$. Namun dapat dipastikan displacement kurang dari 2,085 mm, karena lengan dan plat saling menguatkan.

Displacement dapat mempengaruhi performa wahana karena motor membentuk sudut sehingga gaya angkat berkurang dan muncul gaya linier arah horizontal. Namun dalam tugas akhir ini tidak dibahas mengenai pengaruh deformasi rangka terhadap performa quadrotor

4.5 Pembuatan *Octocopter*

Pada proses pembuatan *Octocopter* ini terdiri dari beberapa tahapan utama, yaitu:

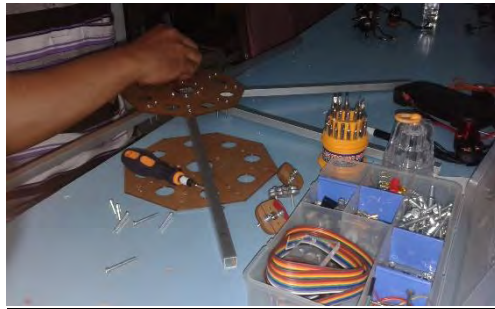
- Pembuatan rangka pesawat,
- Pemasangan rangkaian elektronik, dan
- Pengaturan perangkat lunak dan kalibrasi sensor.

4.5.1 Pembuatan Rangka *Octocopter*

Pembuatan rangka pesawat *Octocopter* diawali dengan pembuatan kedelapan lengan pesawat yang didesain memiliki kepresisian yang baik dengan panjang lengan 250 mm dan ketebalan 1 mm dimana ukuran dimensi dari kedelapan batang harus sama. Lengan *Octocopter* ini terbuat dari material alumunium yang cukup ringan dan tidak mudah patah. Proses selanjutnya adalah pembuatan *main base* / plat tengah yang terbuat dari acrylic yang berbentuk segi delapan dengan ketebalan 3 mm dan panjang sisi-sisinya 7 mm.

Main base dan masing-masing lengan pesawat *Octocopter* kemudian dilubangi dengan menggunakan *hand drill* yang sebelumnya telah diukur dan ditandai dengan menggunakan pensil. Kedelapan lengan tersebut kemudian dipasang pada main base yang disatukan dengan mur, baut, dan ring dengan sudut antar lengan sebesar 45° seperti yang terlihat pada Gambar 4.13. Setelah itu dibuat dudukan motor yang terbuat dari acrylic berbentuk persegi panjang dengan dimensi 30x40 mm dengan tebal 3 mm. Dudukan motor tersebut kemudian dipasang pada ujung masing-masing lengan *Octocopter*.

Beberapa peralatan yang berperan penting dalam hal ini adalah *hand drill*, gergaji besi, gerinda tangan, obeng, dan tang.



(a)

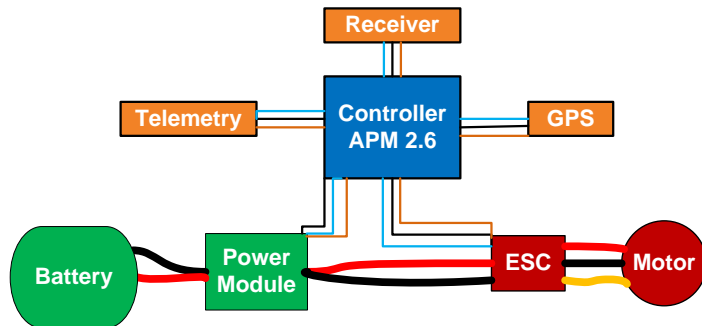


(b)

Gambar 4.13 Proses memasang baut pada plat tengah (a), dan Hasil Pemasangan plat tengah dengan kedelapan lengan *Octocopter* (b)

4.5.2 Rangkaian Elektronik

Komponen-komponen elektronik pada pesawat *Octocopter* mulai dipasang setelah rangka mekanik terpasang. Rangkaian elektronik *Octocopter* terdiri dari motor, ESC, controller APM, dan baterai. Skema rangkaian dapat dilihat pada Gambar 4.14 berikut.



Gambar 4.14 Rangkaian Elektronik pada *Octocopter*

Langkah pertama setelah semua peralatan elektronik disiapkan adalah melakukan proses penyolderan *distribution board*. Kedelapan motor pada pesawat *Octocopter* disambung secara parallel pada *distribution board* yang tersambung dengan baterai. Setelah dilakukan penyolderan, tahap selanjutnya adalah pemasangan kedelapan motor yang diletakkan pada ujung lengan pesawat yang sebelumnya telah dibuat dudukan untuk motor tersebut seperti pada Gambar 4.15 dibawah ini.



Gambar 4.15 Pemasangan Motor pada Lengan *Octocopter*

Octocopter yang dirancang dalam Tugas Akhir ini merupakan modifikasi dari arducopter rancangan tim DIYdrones.com. Modifikasi yang dilakukan adalah spesifikasi motor, propeller, bentuk plat tengah dan kaki (*landing skid*) yang menggunakan akrilik seperti pada Gambar 4.16.



Gambar 4.16 Bentuk *Octocopter* Setelah Pemasangan Komponen Elektronik

4.5.3 Pengaturan Perangkat Lunak

Octocopter menggunakan perangkat lunak *open-source* “*Mission Planner*” yang dikembangkan oleh tim *diydrone.com*, perangkat lunak ini merupakan *software interface* yang mampu mengunduh program dari komputer menuju ArduPilot Mega (APM). Gambar 4.17 dibawah menunjukkan APM sudah terhubung dengan APM Planner, sensor gyro tampak telah bekerja.



Gambar 4.17 Tampilan ArduPilot Mega Planner saat dihubungkan dengan perangkat keras

Selain untuk *Octocopter*, perangkat lunak ini juga mampu mengubah *firmware* APM sehingga dapat digunakan sebagai *flight controller* untuk UAV bentuk pesawat, multirotor-copter (tricopter, quadcopter, hexacopter), helikopter konvensional dan simulasi *HIL* (*hardware-in-loop simulation*) seperti ditunjukkan oleh Gambar 4.18



Gambar 4.18 Firmware yang tersedia bagi perangkat ArduPilot Mega

Kemampuan lain dalam Mission Planner adalah sebagai *PI & PID controller tuning software*, *Tuning PID* sudah berupa *interface* yang mudah digunakan. Seperti ditunjukkan pada Gambar 4.19



Gambar 4.19 Pengaturan PI dan PID controller untuk kestabilan Octocopter

4.6 Analisis *Transient Respon* Terbang *Octocopter*

4.6.1 Data Pendukung

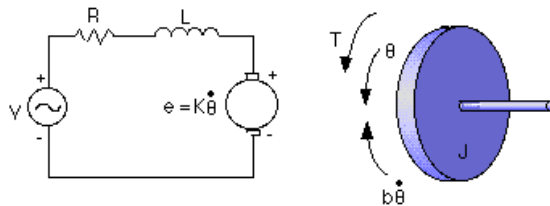
Selain menggunakan beberapa nilai parameter pada Tabel 4.3 yang diperoleh dari hasil permodelan gambar 3D dengan Solid Work, dalam analisis simulasi kesetabilan terbang *Octocopter* dibutuhkan beberapa parameter yang lain seperti daya maksimum, gaya Tarik maksimum, maupun putaran pada propeller dalam skala rpm. Untuk mempermudah dalam pembacaan data, maka parameter tersebut dibuat dalam bentuk Tabel 4.4 sebagai berikut.

Tabel 4.4 Parameter Pendukung Simulasi

No.	Parameter	Nilai	Satuan
1	Daya maksimum (Pmax)	210	Watt
2	Gaya tarik maksimum	8.73	Newton
3	Putaran propeller maksimum	± 6700	Rpm

4.6.2 Sistem Penggerak Brushless DC Motor (BLDC)

Analisis motor yang digunakan dalam pembuatan alat ini adalah motor DC. Model ini lebih sederhana dibandingkan dengan motor *Brushless* DC yang sebenarnya. Terdapat dua sistem dalam permodelan ini, yaitu sistem elektronik dan mekanikal. Sirkuit elektrik dan diagram benda bebas rotor ditunjukkan dalam gambar 4.20 berikut.



Gambar 4.20 Sirkuit Elektronik dan Diagram Benda Bebas Rotor

Berdasarkan Hukum Newton dan Hukum Kirchhoff, dari Gambar 4.20 di atas dapat dituliskan persamaan sebagai berikut:

$$J \ddot{\theta} + b \dot{\theta} = Ki$$

$$L \frac{di}{dt} + Ri = V - K \dot{\theta}$$

Transfer Function untuk motor dari dua persamaan diatas adalah:

$$s(Js + b)\theta(s) = KI(s)$$

$$(Ls + R)I(s) = V - Ks\theta(s)$$

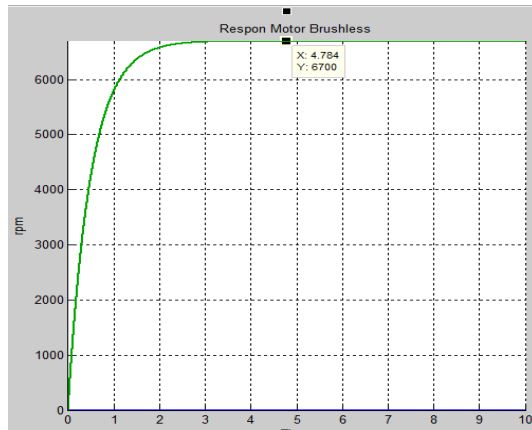
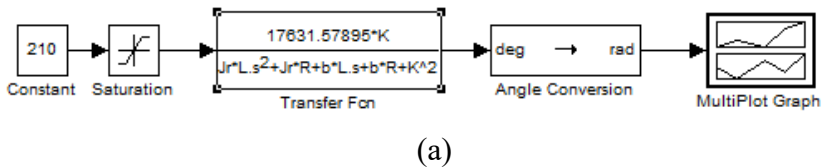
Dengan mengeliminasi $I(s)$ didapatkan *open loop transfer function*, dimana kecepatan rotasi adalah output dan tegangan adalah input.

$$\frac{\dot{\theta}}{V} = \frac{K}{(Js + b)(Ls + R) + K^2}$$

Dengan modifikasi pada *transfer function* diatas, input pada sistem diganti menjadi daya. Dengan persamaan $P = V.I$ dengan $P_{\max} = 210$ Watt, maka input pemberian saturasi dengan batas atas 210 watt. Apabila sistem diinputkan 210 Watt maka diharapkan output rpm motor menjadi maksimum (6700 rpm). Karena output rpm motor hanya 0,38 rpm, maka perlu gain sebesar $\frac{6700}{0,38} = 17631,57895$

$$\frac{\dot{\theta}}{P} = \frac{K}{(Js + b)(Ls + R) + K^2}$$

Sistem kendali motor *Brushless* DC dapat disimulasikan dengan menggunakan Matlab Simulink system open-loop seperti pada Gambar 4.21.



Gambar 4.21 (a) Blok Diagram Simulink Motor DC dan (b) Grafik Respon Motor DC

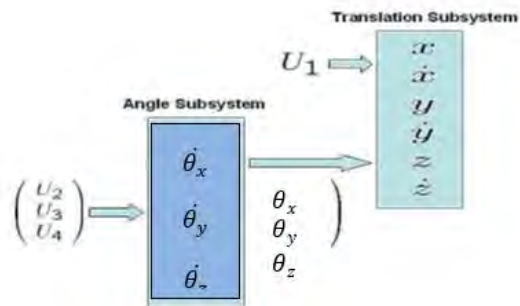
4.6.3 Sistem Kendali Gerak *Octocopter*

Dalam Tugas Akhir ini perancangan simulasi pergerakan *Octocopter* dilakukan linierisasi terhadap persamaan 4 DOF dari dinamika UAV. Sistem akan disimulasikan dengan menggunakan *controller* PID.

Analisis sistem kendali *Octocopter* dibagi menjadi 4 yaitu sistem kendali *hovering*, *roll*, *pitch*, dan *yaw*.

Persamaan matematika dari dinamika pesawat *Octocopter* diperlukan pada proses simulasi. Dalam permodelannya kesetabilan hanya dibahas 4 DOF yang telah dirumuskan dalam persamaan matematika yang telah disebutkan pada Bab 2 yaitu persamaan (2.19), (2.20), (2.21), (2.22)

Kemudian sistem *Octocopter* dapat dipetakan seperti pada Gambar 4.23 dibawah ini. Dari subsistem rotasi angular, roll, pitch dan yaw didapatkan dan digabungkan dengan U1 menjadi input bagi subsistem translasi. Input U2, U3 dan U4 sebagai kendali subsistem rotasi. Dan input kendali U1 sebagai kendali *altitude hold* bagi subsistem translasi. Berdasarkan rumusan U1, U2, U3, dan U4 yang digambarkan pada blok diagram Gambar 4.22 menghasilkan subsistem delapan motor brushless DC pada Gambar 4.23. Gambaran sistem kendali gerak pada *Octocopter* dapat dilihat pada Gambar 4.24



Gambar 4.22 Hubungan Antara Dua Subsystem dari Keseluruhan Dinamika *Octocopter*

Gambar 4.23 Blok Diagram Simulink pada *Octocopter*

Tahapan berikutnya adalah membahas satu-persatu dari sistem kendali dari setiap pergerakan pada pesawat *Octocopter*. Dalam system ini penulis menggunakan kontroller berupa PID (*Proportional, Integral, dan Derivatif*).

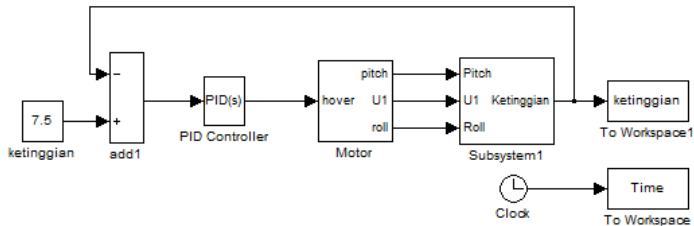
Dalam menentukan nilai P, I, dan D penulis melakukan prinsip *trial and error*. Penentuan nilai PID dengan *trial and error* tersebut dilakukan dengan beberapa pertimbangan, yaitu: Kendali P (proporsional) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan offset. Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat menghilangkan offset dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon

sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivatif.

4.6.3.1 Sistem Kendali Hovering

Pergerakan pesawat *Octocopter* untuk hovering berdasarkan persamaan matematika

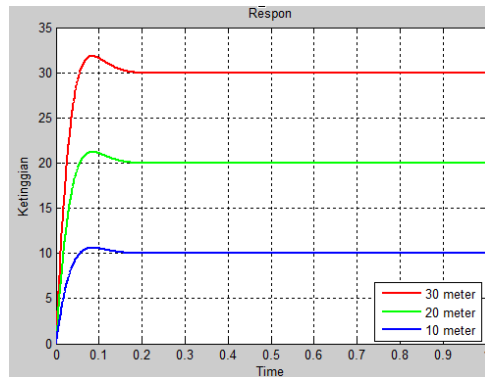
$U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6 + \Omega_7 + \Omega_8)$ dengan dimensi pergerakan berada pada sumbu z ke arah positif dan negatif seperti pada persamaan matematika $\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$. U_1 merupakan torsi yang diakibatkan oleh kecepatan putar propeller dari kedelapan buah motor pada setiap lengan pesawat *Octocopter*.



Gambar 4.24 Blok Diagram Hovering *Octocopter*

Sistem kendali hovering berpengaruh terhadap pitch dan roll, sehingga blok diagram untuk kendali hovering tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun, karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan. Blok diagram dari sistem kendali hovering dapat dilihat pada Gambar 4.24 di atas. Nilai PID dicari dengan *tool autotune MATLAB* sebagai nilai

awal kemudian menggunakan metode *trial error* untuk membuat *settling time* lebih cepat.



Gambar 4.25 Respon Ketinggian terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Ketinggian

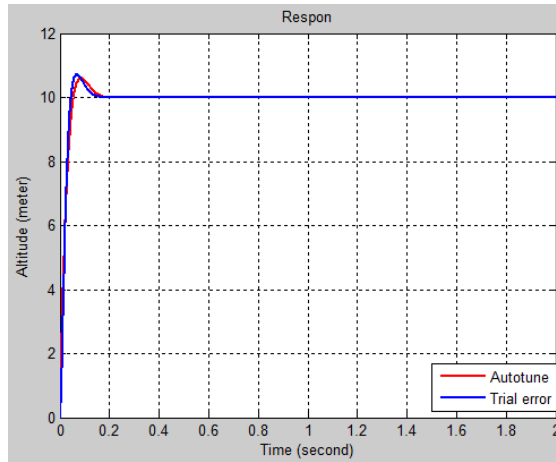
Berdasarkan grafik respon pada gambar 4.25 di atas dengan tiga buah variasi data ketinggian terhadap waktu (dalam *second*) dihasilkan kondisi pesawat *Octocopter* dapat stabil dalam waktu kurang dari satu detik. *Controller* yang digunakan berupa *Proportional* = 0,011668, *Integral* = 0,45917, dan *Derivative* = 0. Pada saat pesawat berada pada ketinggian 10, 20, dan 30 meter grafik stabil paling lama pada waktu 0.15 detik.

Tabel 4.5 Respon Untuk sistem Hover

Ketinggian (m)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke-3
10	0,82	0,056	0,19	0,03
20	0,2	0,055	0,18	0,03
30	0,59	0,056	0,16	0,012

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=0,011668$; $I= 0,459174$; $D= 0,0000782$. Nilai

tersebut didapatkan dari menyetel respon sistem dengan *settling time* kurang dari 2 detik. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem *hover*, *settling time* menjadi 0,185 detik dan overshoot sebesar 0,5%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem hover seperti ditunjukkan pada gambar 4.26.



Gambar 4.26 Perbandingan respon step sistem hover antara Autotuning dengan Trial-Error

4.6.3.2 Sistem Kendali Roll

Pergerakan *Octocopter* untuk roll berdasarkan persamaan matematika berikut ini:

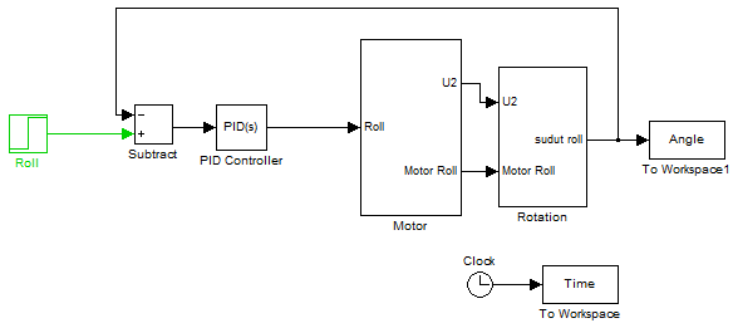
$$\ddot{\theta}_x = \dot{\theta}_y \dot{\theta}_z \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta}_y \Omega + \frac{l}{I_x} U_2$$

U_2 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller nomor 1, 2, dan 3 dengan propeller nomor 4,

5, dan 6. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_2 menjadi

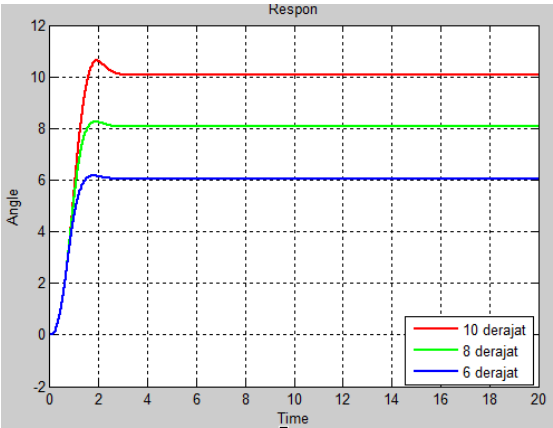
$$U_2(roll) = b\left(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_3^2 + \Omega_8^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_4^2\right) - b\left(\frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_5^2 + \Omega_7^2 + \frac{1}{2}\sqrt{2}\Omega_6^2\right)$$

Sistem kendali roll berpengaruh terhadap pitch dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali roll tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan sebagai berikut.



Gambar 4.27 Blok Diagram Sistem Kendali Roll

Sistem kendali roll merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut *Octocopter* sesuai dengan keinginan. Nilai PID dicari menggunakan *tool autotune MATLAB* sebagai nilai awal kemudian menggunakan metode *trial error* untuk membuat *settling time* lebih cepat. Hasil nilai PID yang diperoleh adalah sebagai berikut : Proportional = 4, Integral = 0, dan Derivative = 2 didapatkan respon posisi sudut roll fungsi waktu seperti pada Gambar 4.30:



Gambar 4.28 Respon Posisi Sudut Roll *Octocopter* terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Roll Referensi

Dari grafik roll diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut 6^0 , 8^0 , dan 10^0 diperoleh kondisi stabil pada detik ketiga. Respon untuk sistem roll dapat ditabelkan sebagai berikut:

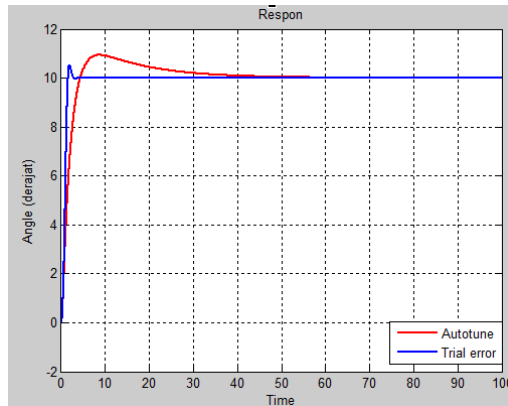
Tabel 4.6 Respon untuk Sistem Roll

Sudut Roll (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke-3,5
10	6,3	1,914	3,249	0,09
8	2,5	1,549	2,788	0,064
6	1,5	1,44	2,701	0,041

Sistem kendali sudut roll memiliki kriteria respon settling time kurang lebih 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari gambar 4.28 respon sudah sesuai dengan kriteria. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan *steady state error* yang lebih besar pada detik ke-3,5. Kendali

integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral. Tabel 4.6 menunjukkan adanya overshoot sebesar 6,3%, 2,5% dan 1,5% dan settling time sekitar 3,249 detik untuk sudut referensi 10° , 2,788 detik untuk sudut referensi 8° , 2,701 detik untuk sudut referensi 6° .

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=1,276087$; $I=0,08741$; $D=2,4058344$. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem *roll*, *settling time* menjadi 56 detik dan overshoot sebesar 9,3%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem *roll* seperti ditunjukkan pada gambar 4.29



Gambar 4.29 Perbandingan respon step sistem *roll* antara Autotuning dengan Trial-Error

4.6.3.3 Sistem Kendali Pitch

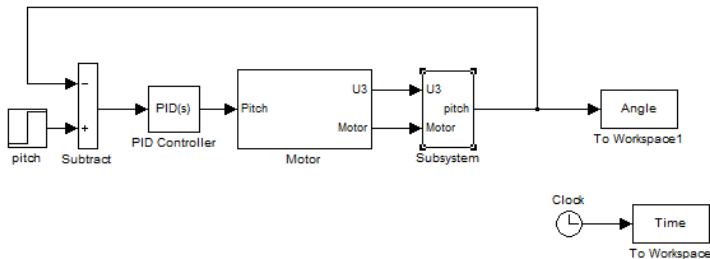
Pergerakan *Octocopter* untuk pitch

$$\dot{\theta}_y = \dot{\theta}_x \dot{\theta}_z \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J_r}{I_y} \dot{\theta}_x \Omega + \frac{l}{I_y} U_3$$

U_3 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 3 dan propeller 1. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_3 menjadi

$$U_3(\text{pitch}) = b \left(\frac{1}{2} \sqrt{2} \Omega_4^2 + \frac{1}{2} \sqrt{2} \Omega_6^2 \right) - b \left(\frac{1}{2} \sqrt{2} \Omega_3^2 + \frac{1}{2} \sqrt{2} \Omega_5^2 \right)$$

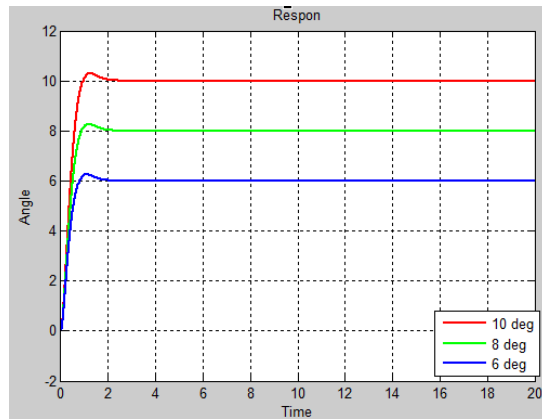
Sistem kendali pitch berpengaruh terhadap roll dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan menjadi seperti ditunjukkan pada gambar 4.30



Gambar 4.30 Blok Diagram Sistem Kendali Pitch

Sistem kendali pitch merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut *Octocopter* sesuai dengan keinginan. Nilai PID dicari menggunakan *tool autotune MATLAB* sebagai nilai awal kemudian menggunakan metode *trial error* untuk membuat *settling time* lebih cepat. Hasil nilai PID yang diperoleh adalah sebagai berikut : Proportional = 4, Integral = 0,

dan Derivative = 2 didapatkan respon sudut pitch terhadap waktu seperti Gambar 4.31 berikut:



Gambar 4.31 Respon Posisi Sudut Pitch *Octocopter* terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Pitch Referensi

Dari grafik pitch di atas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut 6° , 8° , dan 10° diperoleh kondisi stabil pada detik kedelapan. Respon untuk sistem pitch dapat ditabelkan sebagai berikut:

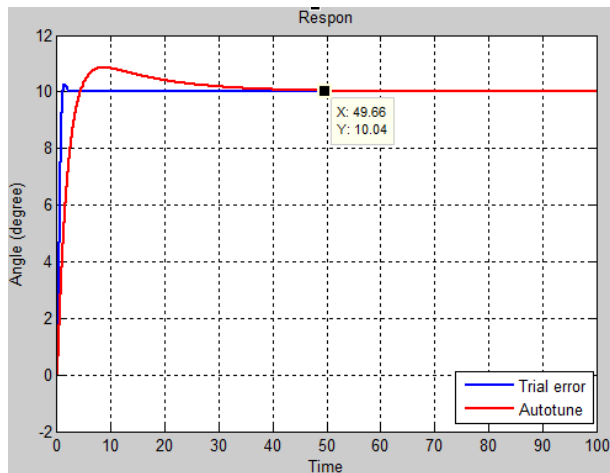
Tabel 4.7 Respon untuk Sistem Pitch

Sudut Roll (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke-3
6	3	0,985	2,082	0,008
8	2,6	0,943	2,301	0,008
10	2,5	0,763	2,217	0,003

Untuk kendali sudut pitch, memiliki kriteria respon settling time kurang lebih 2 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari gambar 4.31 respon sudah sesuai dengan kriteria. Kendali Integral tidak digunakan karena

justu menimbulkan *steady state error* yang lebih besar pada detik ke-3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral. Tabel 4.7 menunjukkan adanya overshoot sebesar 3%, 2,6% dan 2,5% dan *settling time* sekitar 0,985 detik untuk sudut referensi 6°, 2,301 detik untuk sudut referensi 8°, 2,217 detik untuk sudut referensi 10°.

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=1,276087$; $I=0,08741$; $D=2,4058344$. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem *pitch*, *settling time* menjadi 49,66 detik dan overshoot sebesar 8,5%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem *pitch* seperti ditunjukkan pada gambar 4.32



Gambar 4.32 Perbandingan respon step sistem *pitch* antara *Autotuning* dengan *Trial-Error*

4.6.3.4 Sistem Kendali Yaw

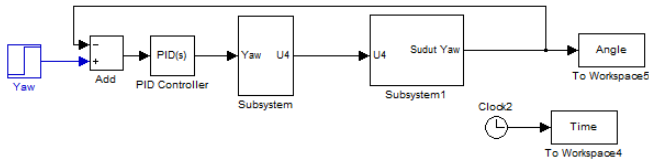
Pergerakan *Octocopter* untuk yaw

$$\ddot{\theta}_z = \dot{\theta}_x \dot{\theta}_y \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

U_4 adalah torsi terhadap sumbu z *Octocopter*, akibat selisih kecepatan putar keempat propeller. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_4 menjadi

$$U_4(yaw) = d(\Omega_8^2 - \Omega_4^2 + \Omega_2^2 - \Omega_6^2 + \Omega_7^2 - \Omega_5^2 + \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

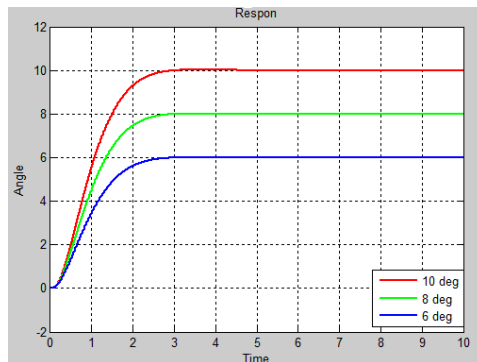
Sistem kendali yaw berpengaruh terhadap roll dan pitch, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun dalam simulasi, pengaruh rotasi yaw terhadap roll dan pitch sangat kecil dan bisa diabaikan. Blok diagram untuk sistem yaw dapat dilihat pada gambar 4.33 berikut.



Gambar 4.33 Blok Diagram Sederhana Sistem Rotasi Yaw

Sistem kendali yaw merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut *Octocopter* sesuai dengan keinginan. Nilai PID dicari menggunakan *tool autotune MATLAB* sebagai nilai awal kemudian menggunakan metode *trial error* untuk membuat

settling time lebih cepat. Hasil nilai PID yang diperoleh adalah sebagai berikut : Proportional 25, Integral 0 dan Derivative 25 didapatkan respon seperti gambar 4.35 berikut:



Gambar 4.34 Respon Posisi Sudut *Yaw Octocopter* terhadap Waktu

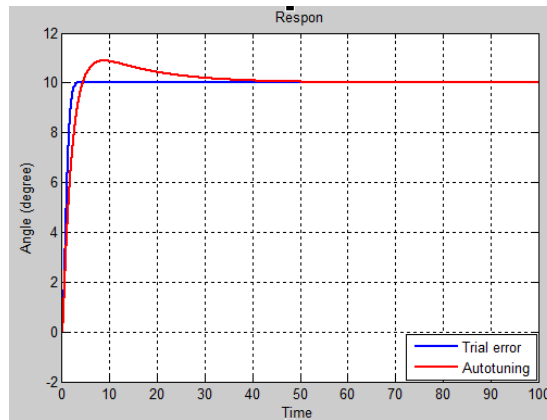
Tabel 4.8 Respon untuk Sistem Yaw

Sudut Yaw (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke-3,01
10	0	3,053	3,035	0,01
8	0	2,938	3,008	0,011
6	0	2,967	3,01	0,0002

Untuk kendali sudut yaw, memiliki kriteria respon settling time kurang lebih 2 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari gambar 4.34 respon sudah sesuai dengan kriteria. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan error yang besar pada detik ke-3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat

settling time dan error dibandingkan dengan kendali integral. Tabel 4.8 menunjukkan adanya overshoot sebesar 0% untuk semua sudut referensi dan settling time sekitar 3,035 detik untuk sudut referensi 10° , 3,008 detik untuk sudut referensi 8° , 3,01 detik untuk sudut referensi 6° .

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=1,276087$; $I=0,08741$; $D=2,4058344$. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem yaw, *settling time* menjadi 49,66 detik dan overshoot sebesar 8,5%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem yaw seperti ditunjukkan pada gambar 4.35



Gambar 4.35 Perbandingan respon step sistem yaw antara *Autotuning* dengan *Trial-Error*

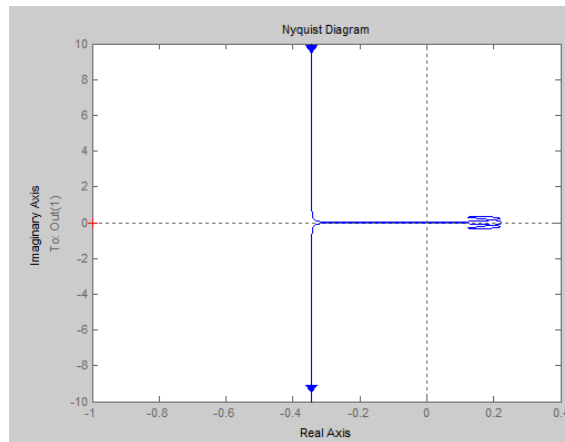
4.6.4 Analisis Kestabilan

Analisis kestabilan merupakan hal yang penting diperhatikan pada suatu sistem kendali. Hal ini bertujuan

untuk mengetahui kestabilan sistem yang dikendalikan. Jika sistem yang diteliti adalah sistem terkendali, maka kestabilan sistem dapat dicapai.

4.6.4.1 Hover

Analisa kestabilan Hovering dilakukan inputan sistem berupa U1 dan tidak terpengaruh dengan input sistem yang lain, sehingga didapatkan diagram seperti pada gambar 4.36 berikut:

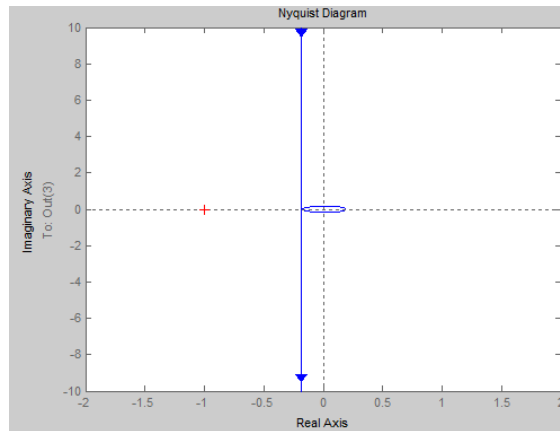


Gambar 4.36. Diagram Analisis Kestabilan Hover

Pada gambar 4.36 terlihat bahwa tidak terdapat pengepungan pada sisi kiri garis imajiner sehingga sistem hovering dapat dikatakan stabil

4.6.4.2 Roll

Analisa kestabilan *Roll* dilakukan inputan sistem berupa U1 dan tidak terpengaruh dengan input sistem yang lain, sehingga didapatkan diagram seperti pada gambar 4.37 berikut:

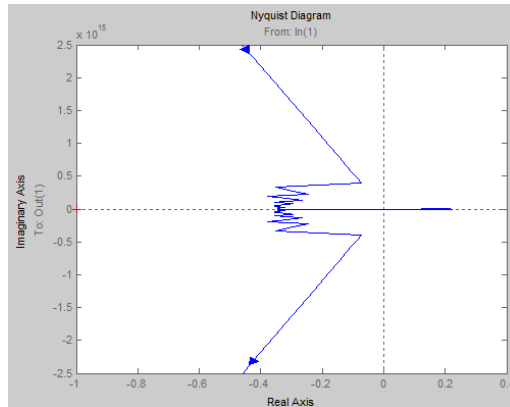


Gambar 4.37. Diagram Analisis Kestabilan Roll

Pada gambar 4.37 terlihat bahwa tidak terdapat pengepungan pada sisi kiri garis imajiner sehingga sistem Roll dapat dikatakan stabil.

4.6.4.3 Pitch

Analisa kestabilan *Pitch* dilakukan inputan sistem berupa U1 dan tidak terpengaruh dengan input sistem yang lain, sehingga didapatkan diagram seperti pada gambar 4.38 berikut:

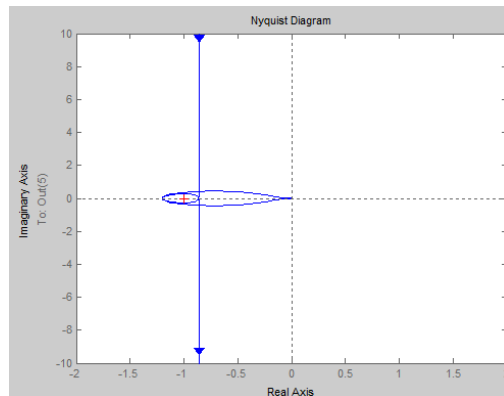


Gambar 4.38. Diagram Analisis Kestabilan *Pitch*

Pada gambar 4.38 terlihat bahwa tidak terdapat pengepungan pada sisi kiri garis imajiner sehingga sistem Pitch dapat dikatakan stabil

4.6.4.4 Yaw

Analisa kestabilan *Yaw* dilakukan inputan sistem berupa U1 dan tidak terpengaruh dengan input sistem yang lain, sehingga didapatkan diagram seperti pada gambar 4.39. Pada gambar 4.39 terlihat bahwa poles berada di sebelah kiri garis imajiner sehingga sistem hovering dapat dikatakan stabil



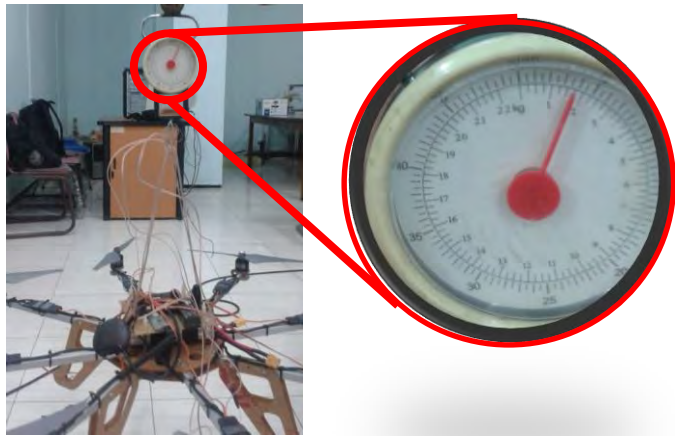
Gambar 4.39. Diagram Analisis Kestabilan *Yaw*

4.6.5 Hasil Pembuatan *Octocopter*

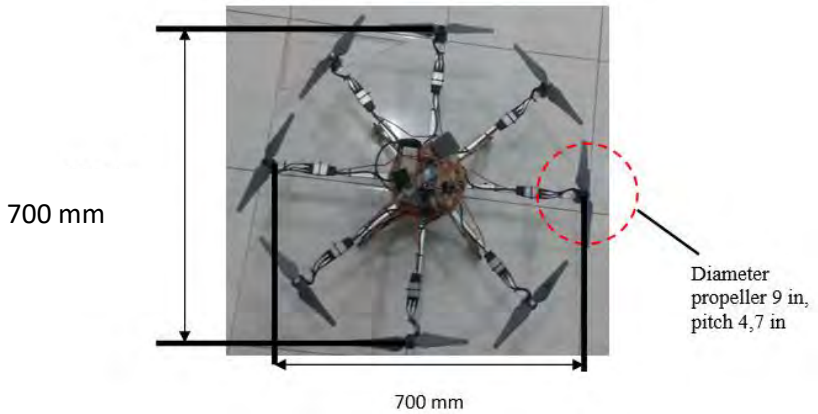
Pada hasil pembuatan *octocopter* ini penulis membaginya dalam beberapa bahasan yaitu mengukur dimensi dan massa *octocopter* dan test terbang *octocopter* dan peforma kamera.

4.6.5.1 Bentuk *Octocopter*

Bentuk pesawat *Octocopter* yang dibahas adalah massa total dan dimensi. Massa total dari *Octocopter* adalah 1.75 Kg seperti terlihat pada Gambar 4.40 dengan dimensi motor to motor 700 mm yang ditunjukkan Gambar 4.41. Tinggi lengan dari landasan 25 cm, plat tengah berdiameter 30 cm, dan diameter propeller 9 in dengan panjang pitch 4.7 inch. Pengambilan data massa *octocopter* dilakukan menggunakan timbangan gantung dengan ketelitian 0,25 kg dan pengukuran dimensi *octocopter* menggunakan alat ukur berupa “meteran” dengan ketelitian 1 cm



Gambar 4.40 Massa *Octocopter* 1,75 kg



Gambar 4.41 Dimensi octocoter dan dimensi baling-baling

Dalam pembuatannya, desain dari pesawat *Octocopter* yang telah jadi memiliki sedikit perbedaan jika dibandingkan dengan desain virtual *Octocopter* menggunakan software Solid Work. Perbedaan tersebut adalah penggunaan kaki pada pesawat *Octocopter* menggunakan akrilik yang dibentuk sedemikian rupa seperti pada gambar Gambar 4.42



Gambar 4.42 Kaki *Octocopter*

4.6.5.2 Dokumentasi Pengujian Terbang

Selama pengujian terbang *Octocopter*, dilakukan tuning PID berdasarkan respon *Octocopter*. Untuk osilasi yang besar, perlu mengubah besaran P hingga osilasi yang muncul masih dalam batas wajar. Untuk steady-state error, misalkan pada kontrol ketinggian menggunakan barometer, dapat dikurangi nilai error-nya dengan memperbesar nilai konstanta Integral-nya. Dan apabila gangguan/noise terlalu besar pada sensor barometer, perlu mengubah nilai konstanta Derivative-nya.

Pada pengujian di tempat terbuka, *Octocopter* menerima disturbance berupa angin. Angin yang diterima

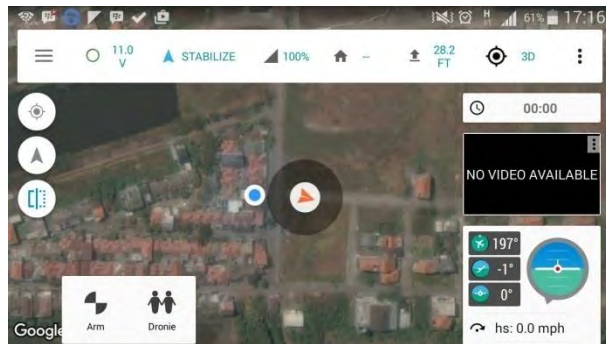
oleh *Octocopter* adalah angin berkecepatan 2-4 m/s dengan arah horisontal, cukup untuk mengubah sudut roll/pitch-nya. Perlu keahlian pilot untuk mengendalikan *Octocopter* agar tetap pada posisinya walaupun terkena gangguan angin

Pengujian terbang *Octocopter* dilakukan di wilayah perumahan SPR (Sukolilo Park Regency) Kecamatan Sukolilo, Kota Surabaya pada tanggal 12 Desember 2015 dan 3 Januari 2016 seperti Gambar 4.43 berikut



Gambar 4.43 *Flight Test Octocopter UAV*

Untuk mengetahui arah, lokasi, dan posisi *Octocopter* maka dipasang suatu perangkat Telemetry untuk mengomunikasikan sensor barometer, akselerometer dan GPS dengan *human interface software* “Mission Planer “. Selama pengujian dilakukan pengujian sensor GPS untuk mendapatkan lokasi *Octocopter* seperti Gambar 4.44 berikut:



Gambar 4.44 Pendeteksi lokasi (GPS)

4.6.5.3 Performa Kamera

Kamera yang digunakan adalah kamera GoPro Hero-4 seperti ditunjukkan oleh Gambar 4.45. Kamera ini memiliki spesifikasi untuk video 720p / 240fps. Kamera ini



Gambar 4.45. Kamera GoPro Hero-4

tidak dapat langsung mengirimkan gambar ke *ground control* karena tidak memiliki modul transmitter dan receiver video. Kamera diletakkan di balian depan *Octocopter*, seperti terlihat pada Gambar 4.46, dan hasil pengambilan gambar dari udara ditunjukkan oleh Gambar 4.43



Gambar 4.46 Posisi kamera pada *Octocopter*



Gambar 4.47 Pengambilan video menggunakan kamera GoPro Hero-4

BAB 5

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

1. UAV Octocopter telah terbentuk dengan dimensi 700 x 700 x 250 mm dan bermassa 1750 gram.
2. Struktur Octocopter dapat dinyatakan aman dengan faktor keamanan lebih dari 1,5, dengan rincian sebagai berikut:
 - a. Batang Aluminium 6061-T6 mengalami defleksi maksimum 0,4113 mm dan memiliki faktor keamanan 14,23
 - b. Plat Akrilik mengalami defleksi maksimum 1,638 mm dengan faktor keamanan 1,67.
3. Dalam simulasi, seluruh *settling time* sesuai dengan kriteria yaitu kurang lebih 2 detik dengan rincian sebagai berikut:
 - a. Pada sistem roll $K_p=4$, $K_i=0$, dan $K_d=2$ menghasilkan respon dengan settling time rata-rata 2,912 detik, overshoot rata-rata 3,43% dan error saat detik ke-3,2 adalah 0,065% (rata-rata).
 - b. Pada sistem pitch $K_p=4$, $K_i=0$, dan $K_d=2$ menghasilkan respon dengan settling time rata-rata 2,2 detik, overshoot rata-rata 2,7 % dan error saat detik ke-3 adalah 0,0063% (rata-rata).
 - c. Pada sistem yaw $K_p=25$, $K_i=0$, dan $K_d=25$ menghasilkan respon dengan settling time rata-rata 3,017 detik, overshoot rata-rata 0 %, error saat detik ke 3,01 adalah 0,007% (rata-rata).

- d. Untuk sistem ketinggian tetap (*altitude hold*) $K_p = 0,011668$, $K_i = 0,45917$, $K_d = -0,00007082979$ menghasilkan respon dengan settling time rata-rata 0,1533 detik, overshoot rata-rata 1,39 %, error saat detik ke 3 adalah 0,063% (rata-rata).

5.2 Saran

Untuk saran demi menyempurnakan tugas akhir ini adalah:

1. Mengurangi bobot Octocopter, karena dengan bobot 1750 gram termasuk berat untuk Octocopter berukuran sedang.
2. Menyempurnakan telemetri 2 arah, karena pengamatan jauh (remote sensing) tidak akan berjalan tanpa komponen ini.
- 3 Menambah mekanisme *Gymbal* agar orientasi (angle) kamera tetap, tidak berubah mengikuti gerakan roll dan pitch Octocopter

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Andrew, 2012. **Octocopter Aerodynamics and Control**. Singapore: National University of Singapore
- [2] DIYDrones development team, 2010. **Arduino-based autopilot for mulitrotor craft, from Octocopter**, (Online), (<http://code.google.com/p/arducopter/>), diakses Januari 2012
- [3] Nise, Norman S. 2004. **Control System Engineering**. USA: John Wiley & Sons, Inc.
- [4] Lukmana, 2012. **Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-Baling (Quadrotor-Arducpter)**, Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- [5] Hadadi S. Jamal, 2014. **Attitude Control of an Autonomous Octorotor**. Iran : Tehran
- [6] Carlos, Nate dkk. 2009. IARC Team **Quadrotor**. Virginia: Virginia Tech
- [7] Deutschman, Aaron dkk. 1975. **Machine Design Theory and Practice**. New York: Macmillan Publishing
- [8] Shanly, 2000, **Historical Note on the 1.5 Factor of Safety for Aircraft Structures**, Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 29, No. 2 (1962), pp. 243-244.
- [9] Brandt, John. 2008. **UIUC Propeller Data Site**, (Online), (<http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>), diakses November 2015.
- [10] Sinclair, Ian R. 2001. **Sensors and Transducers Third Edition**. Oxford: Newness Publishing

- [11] Wahyuni, 2015. **Desain dan Analisa sistem Kendali Gerak Cross Coupled Pada Sistem Propulasi AUV**. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [12] Ogata, Katsuhiko. 2010. **Modern Control Engineering**. USA: New Jersey
- [13] Bresciani, Tomasso. 2008. **Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter**. Lund University
- [14] Rodic, Aleksandar. Gyula Mester. 2011. **The Modelling and Simulation of an Autonomous Quadrotor Microcopter in Virtual Outdoor Scenario**. Belgrade: University of Belgrade
- [15] Beer, P Ferdinand, Johnston. 1990. **Vector Mechanics for Engineers**. Singapore: McGraw-Hill
- [16] Grandin, Hartley. 1986. **Fundamentals of Finite Element Method**.
New York: Macmillan publishing company

BIODATA PENULIS



Penulis lahir di Kabupaten Malang, pada tanggal 30 April 1992. Penulis merupakan anak bungsu dari 5 bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal di TK Bhayangkara (1996-1998), SDN Pagentan 1 Singosari (1998-2004), SMPN 1 Singosari (2004-2007), SMAN 1 Lawang (2007-2010), D3 TeknikMesin, FTI, ITS Surabaya (2010-2013). Setelah lulus dari pendidikan D3, penulis melanjutkan pendidikan jenjang S1 di Jurusan Teknik Mesin, FTI, ITS Surabaya dengan Nomor Registrasi Pokok (NRP) 2113105026.

Di Jurusan Teknik Mesin, penulis mengambil bidang studi Otomasi Industri sebagai bahasan Tugas Akhir.

Jika ada informasi, pertanyaan maupun saran yang ingin disampaikan kepada Penulis, silakan menyampaikan melalui email rizkyansyahalif@gmail.com